ДЕРЖАВНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ІНФОРМАЦІЙНО-КОМУНІКАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ
НАВЧАЛЬНО-НАУКОВИЙ ІНСТИТУТ
ІНФОРМАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ
КАФЕДРА КОМП'ЮТЕРНОЇ ІНЖЕНЕРІЇ

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

на тему: «Система оптимізації проектування прототипів конструкцій безпілотних літальних апаратів із використанням 3D технологій»

на здобуття освітнього ступеня магістра
зі спеціальності 123 Комп'ютерна інженерія
освітньо-професійної програми «Комп'ютерні системи та мережі»

Кваліфікаційна робота містить результати власних досліджень. Використання ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело

_____ Дмитро НАЗАРЕНКО
(підпис)

Виконав: здобувач вищої освіти групи КСДМ-62
Дмитро НАЗАРЕНКО

Керівник: Артем АНТОНЕНКО
к.т.н., доцент

Рецензент: _____
науковий ступінь, вчене звання *Ім'я, ПРІЗВИЩЕ*

Київ 2025

ДЕРЖАВНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ІНФОРМАЦІЙНО-КОМУНІКАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ

Навчально-науковий інститут інформаційних технологій

Кафедра Комп'ютерна інженерія

Ступінь вищої освіти Магістр

Спеціальність 123 Комп'ютерна інженерія

Освітньо-професійна програма «Комп'ютерні системи та мережі»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
Комп'ютерної інженерії
_____ Наталія ЛАЩЕВСЬКА
«_____» _____ 2025 р.

ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Назаренку Дмитру Олександровичу

1. Тема кваліфікаційної роботи: «Система оптимізації проектування прототипів конструкцій безпілотних літальних апаратів із використанням 3D технологій»

керівник кваліфікаційної роботи Артем АНТОНЕНКО, к.т.н., доцент,

затверджені наказом Державного університету інформаційно-комунікаційних технологій від «_30__» __жовтня____ 2025 р. № _467_____.

2. Строк подання кваліфікаційної роботи «26» грудня 2025 р.

3. Вихідні дані до кваліфікаційної роботи: науково-технічна література, тактико-технічні характеристики прототипу БПЛА, методи процедурного та генеративного моделювання, фізико-механічні властивості композитних матеріалів, вимоги до аеродинамічної ефективності та міцності конструкції.

4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити)

1. Аналіз сучасного стану проектування, класифікації та матеріалів для адитивного виробництва БПЛА.
2. Розробка гібридної системи проектування на основі процедурного та генеративного моделювання.

3. Експериментальна апробація системи та дослідження аеродинамічних і силових характеристик прототипів.
4. Техніко-економічне обґрунтування та оцінка ефективності впровадження розробленої системи.

5. Перелік ілюстративного матеріалу: *презентація*

1. Мета, об’єкт, предмет дослідження.
2. Актуальність роботи.
3. Класичний підхід проектування БпЛА.
4. Процедурна генерація 3D моделей в OpenSCAD.
5. Підсистема генеративного дизайну в Fusion 360.
6. Адитивне виробництво.
7. Практичний результат.
8. Експериментальні прототипи.
9. Результати експериментального тестування системи (OpenSCAD)
10. Результати експериментального тестування системи (Fusion 360)
11. Висновки

6. Дата видачі завдання «01» вересня 2025 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1	Аналіз наявної науково-технічної літератури	16.10.2025-23.10.2025	Виконано
2	Вивчення матеріалів для аналізу розвитку технологій адитивного виробництва у сфері БПЛА.	24.11.2025	Виконано
3	Дослідження методів процедурного моделювання та генеративного дизайну.	25.11.2025-26.11.2025	Виконано
4	Аналіз особливостей впливу параметрів 3D-друку та анізотропії матеріалів на конструкцію дронів.	27.11.2025	Виконано
5	Дослідження технологій термальної симуляції та оптимізації G-коду.	28.11.2025-29.11.2025	Виконано

6	Застосування розробленої гібридної системи для проектування та виготовлення прототипів БПЛА.	28.11.2025-29.11.2025	Виконано
7	Оформлення роботи: вступ, висновки, реферат	23.10.2025-30.11.2025	Виконано
8	Розробка демонстраційних матеріалів	29.11.2025	Виконано
9	Попередній захист роботи	17.12.2025	Виконано

Здобувач вищої освіти _____ Дмитро НАЗАРЕНКО

(підпис)

Керівник
кваліфікаційної роботи _____ Артем АНТОНЕНКО

(підпис)

РЕФЕРАТ

Текстова частина кваліфікаційної роботи на здобуття освітнього ступеня магістра: 95 стор., 6 табл., 37 рис., 31 форм., 31 джерел.

Мета роботи – підвищення ефективності проектування та покращення ТТХ прототипів БПЛА шляхом створення та реалізації гібридної системи, яка поєднує методи процедурного моделювання кріплень та аеродинамічних поверхонь, генеративного проектування силових структур та фізично-обґрунтованої технологічної підготовки адитивного виробництва.

Об'єкт дослідження – процес проектування, оптимізації та адитивного виробництва конструктивних компонентів безпілотних літальних апаратів.

Предмет дослідження – процедурні та генеративні методи формування геометрії, а також вибір технологічних параметрів адитивного виробництва, що забезпечують конструктивну міцність та аеродинамічну ефективність прототипів БПЛА.

Короткий зміст роботи: Робота презентує систему проектування БПЛА, засновану на поєднанні процедурного коду, генеративного дизайну та оптимізованого адитивного виробництва для покращення характеристик та прискорення виготовлення прототипів.

Розроблено та оптимізовано систему проектування БПЛА, що поєднує процедурне та генеративне моделювання для швидкого створення прототипів. Застосування вдосконалених алгоритмів 3D-друку забезпечило високу надійність композитних конструкцій, зниження рівня шуму та усунення вібрацій. Запропоноване рішення дозволяє суттєво скоротити час розробки та собівартість виготовлення дронів.

КЛЮЧОВІ СЛОВА: БЕЗПІЛОТНІ ЛІТАЛЬНІ АПАРАТИ, АДИТИВНЕ ВИРОБНИЦТВО, ГЕНЕРАТИВНИЙ ДИЗАЙН, ПРОЦЕДУРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ, ТОПОЛОГІЧНА ОПТИМІЗАЦІЯ, 3D-ДРУК, FPV-ДРОНИ, КОМПОЗИТНІ МАТЕРІАЛИ.

ABSTRACT

Text part of the master's qualification work: 95 pages, 6 tables, 37 figures, 31 forms, 31 sources.

The purpose of the work was increasing the efficiency of design and improving the tactical and technical characteristics of UAV prototypes by creating and implementing a hybrid system that combines the methods of procedural modeling of mounts and aerodynamic surfaces, generative design of power structures, and physically based technological preparation of additive manufacturing.

Object of research – the process of design, optimization and additive manufacturing of structural components of unmanned aerial vehicles.

Subject of research – procedural and generative geometry generation methods, as well as the selection of additive manufacturing technological parameters that ensure structural strength and aerodynamic efficiency of UAV prototypes.

Summary of the work: The work presents a UAV design system based on a combination of procedural code, generative design, and optimized additive manufacturing to improve performance and accelerate prototype manufacturing.

A hybrid UAV design system has been developed and optimized, combining procedural and generative modeling for rapid creation of effective prototypes. The use of advanced 3D printing algorithms has ensured high reliability of composite structures, reduced noise levels and eliminated vibrations. The proposed solution allows to significantly reduce the development time and cost of drone manufacturing.

KEYWORDS: UNMANNED AERIAL VEHICLES, ADDITIVE MANUFACTURING, GENERATIVE DESIGN, PROCEDURAL MODELING, TOPOLOGICAL OPTIMIZATION, 3D PRINTING, FPV DRONES, COMPOSITE MATERIALS.

ЗМІСТ

ВСТУП……..	11
1 АНАЛІЗ СУЧАСНОГО СТАНУ ПРОЕКТУВАННЯ ТА ВИРОБНИЦТВА КОНСТРУКЦІЙ БПЛА…….....	12
1.1 Класифікація БПЛА та вимоги до їхніх конструктивних елементів…….	12
1.2 Огляд традиційних та сучасних методів проектування та виготовлення прототипів……	18
1.3 Роль 3D-технологій та програмних комплексів у життєвому циклі розробки БПЛА…….	21
1.4 Аналіз існуючих підходів до оптимізації конструкцій авіаційної техніки……..	24
1.5 Аналіз сучасних конструкційних матеріалів та фізико-механічних аспектів адитивного виробництва БПЛА…….	26
2 РОЗРОБКА КОМПЛЕКСНОЇ СИСТЕМИ ПРОЕКТУВАННЯ ТА ВИРОБНИЦТВА КОНСТРУКЦІЙ БПЛА……	33
2.1 Концептуальні засади та архітектура гібридної системи……..	33
2.2 Підсистема параметричного проектування (OpenSCAD)…….	36
2.3 Підсистема генеративного дизайну (Fusion 360)……...	41
2.4 Особливості технологічної підготовки виробництва (CAM / Slicing)……	46
2.5 Методологія постобробки, термічної стабілізації та складання прототипів……	54
3. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА АПРОБАЦІЯ ТА КОМПЛЕКСНИЙ АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ СИСТЕМИ……	58
3.1 Методологія, планування та матеріально-технічне забезпечення експериментальних досліджень…….	58

3.2 Експеримент №1: Дослідження аеродинамічних та акустичних характеристик тороїдального пропелера.……	62
3.3 Експеримент №2: Дослідження структурно-динамічних характеристик генеративної рами…….	67
4. ТЕХНІКО-ЕКОНОМІЧНЕ ОБГРУНТУВАННЯ ТА СТРАТЕГІЯ ВПРОВАДЖЕННЯ СИСТЕМИ……	71
4.1 Методологія оцінювання економічної ефективності впровадження адитивних технологій у виробничий цикл…….	71
4.2 Порівняльний аналіз витрат на виготовлення рами БПЛА……..	74
4.3 Оцінка інвестиційної привабливості проекту……	75
4.4 Аналіз часової ефективності та вплив на цикл R&D……	76
4.5 Логістичні аспекти: Концепція "Цифрового Складу"……..	77
4.6 Охорона праці та екологічна безпека при роботі з адитивними технологіями……..	78
ВИСНОВКИ……...	81
ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ…….	82
ДОДАТОК А. ДЕМОНСТРАЦІЙНІ МАТЕРІАЛИ (*Презентація*)..	87
ДОДАТОК Б. ЛІСТИНГ АЛГОРИТМУ ГЕНЕРАЦІЇ ТОРОЇДАЛЬНИХ ПРОПЕЛЕРІВ…….	94

ВСТУП

В умовах сучасних військових операцій та поширення комерційної логістики безпілотні літальні апарати, зокрема FPV та міні-тактичні дрони, відіграють вирішальну роль. Їх ефективність визначається високою маневреністю, низькою виявлюваністю, ремонтопридатністю в польових умовах та мінімальною собівартістю.

Традиційний цикл розробки нових дронів на основі фрезерування композитів, вуглецю та пластикового лиття, є занадто тривалим для швидкозмінних умов. Адитивні технології 3D-друку можуть бути використані для скорочення його до годин; однак, прості варіації матеріалів без зміни підходів до проекту не дають необхідних результатів через анізотропію (нерівномірний розподіл характеристик міцності матеріалу) друкованих деталей. Цю проблему можна вирішити, використовуючи спеціалізовані методології проектування, що враховують особливості адитивного виробництва. Актуальність цієї статті полягає в розробці складної системи, яка поєднує процедурне моделювання для варіації деталей на одній базі для різних компонентів та генеративне проектування для створення силових рам мінімальної ваги та вартості, що дозволяє отримувати функціональні прототипи виробничого класу.

Запропонована гібридна система проектування прототипів для БПЛА поєднує різні підходи до моделювання з існуючих, застосовує процедурний код для аеродинамічних поверхонь та використовує штучний інтелект для силових рам. Удосконалено метод підготовки параметричної моделі гвинтів для FDM-друку, що дозволяє підвищити геометричну точність носової частини без використання розчинних носіїв. Розроблена система дозволяє інженерам скоротити час розробки нових кріплень завдяки їх процедурній генерації, зменшити матеріальні витрати та підвищити стабільність надходження матеріалів.

РОЗДІЛ 1 АНАЛІЗ СУЧАСНОГО СТАНУ ПРОЕКТУВАННЯ ТА ВИРОБНИЦТВА КОНСТРУКЦІЙ БПЛА

1.1 Класифікація БПЛА та вимоги до їхніх конструктивних елементів

1.1.1. Загальна класифікація безпілотних авіаційних систем

Розвиток БПЛА протягом останнього десятиліття призвів до появи широкого спектру апаратів, що відрізняються принципами створення, підйомною силою, масо-габаритними характеристиками, рівнем автономності та функціональним призначенням. Відсутність єдиного світового стандарту ускладнює систематизацію, але з інженерної точки зору доцільно використовувати класифікацію, прийняту в країнах НАТО (STANAG 4670) та Європейському Союзі (EASA) [1].

Згідно з цими стандартами, БПЛА поділяються на три основні класи, які, в свою чергу, об’єднують кілька підкатегорій:

1. Клас I (< 150 кг): Найбільш масовий тактичний сегмент.
    - Micro (< 2 кг): Апарати тактичного рівня радіусом дії до 5 км (наприклад, Black Hornet, комерційні платформи DJI Mavic/Mini). Використовуються для розвідки на рівні відділення-взводу.
    - Mini (2–15 кг): Розвідувальні апарати радіусом дії до 25 км (наприклад, “Forge 7” (див. рис. 1.1) чи “Forge 10”).
    - Small (15–150 кг): Тактичні БПЛА бригадного рівня.
2. Клас II (150–600 кг): Тактичні апарати середньої дальності.
3. Клас III (> 600 кг): Стратегічні ударні та розвідувальні платформи (HALE/MALE), що діють на великих висотах (наприклад, MQ-9 Reaper, Bayraktar TB2).

Об'єктом дослідження цієї кваліфікаційної роботи є БПЛА категорії І Класу – зокрема, Micro та Mini, зокрема багатороторні платформи типу «квадрокоптер», які використовуються в режимі FPV. Цей сегмент відкидає високий рівень

автономності та стабілізацію для прямого ручного керування для досягнення надзвичайної маневреності та точності пілотування.

Загальна конструкція FPV-дрона, показана на рисунку 1.2, включає такі компоненти:

- Рушійна система (мотори)
- Рама
- Регулятор обертів (ESC)
- Політний контролер (FC)
- Аналогова чи цифрова камера
- Приймач управління (RX)
- Передавач відео (VTX)
- Антена передавача та приймача
- Батарея



Рис. 1.1 – БпЛА “Forge 7”

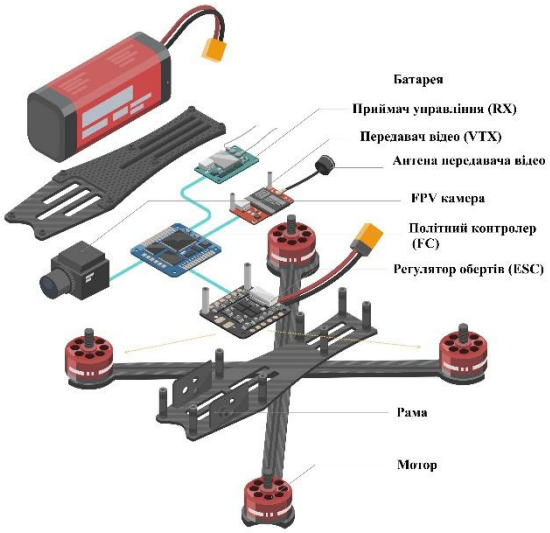


Рис. 1.2 – Типова конструкція FPV БпЛА

1.1.2. Типологія та конструктивні особливості FPV-дронів

В середовищі розробників та експлуатантів FPV-дронів існує усталена внутрішня класифікація, що базується на розмірі пропелера в дюймах та тактичному призначенні апарату: Кожен з цих класів висуває унікальні вимоги до

жорсткості рами та аеродинаміки пропелерів, що визначає стратегію їх проектування:

1. Клас Tiny Whoop та Micro (1.6” – 2.5”). Дана категорія включає в себе надмалі апарати вагою 30-100 г з призначенням польоту в приміщеннях або навчань пілотів. Рама інтегрована з круговим захистом пропелерів ducts, що є силовим елементом і аеродинамічним кожухом одночасно. Своїм масштабом цей клас настільки малий, що кожен 0.1 грам ваги критичний. Використання адитивних технологій ускладнюється необхідністю друку стінок товщиною 0.4–0.6 мм, що перебуває на межі здатність стандартних сопел.
2. Клас Cinewhoop (3” – 3.5”). Дана категорія охоплює апарати з діаметром ротора від 3 до 3.6 дюйма, що призначені для безпечної зйомки поблизу людей та об’єктів. Обов’язкова наявність аеродинамічних каналів, які підвищують ефективність пропелерів на низьких швидкостях за рахунок зменшення індуктивного опору на кінцівках лопатей. Дакти створюють значну парусність при русі на високих швидкостях, що вимагає складної CFD-оптимізації їх профілю [2].
3. Дрони класу фрістайл та для перегонів (5”). Найпопулярніший стандарт, так звані «п'ятірки». Це універсальні платформи з високою швидкістю 150-200 км/год та маневреністю. Вони вимагають неймовірної ударної міцності. При зустрічі з перешкодою на швидкості 100 км/год рама повинна захищати вашу електроніку. Середня частина рами повинна бути максимально компактною. Цей тип рам повинен витримувати різку зміну кутової швидкості від 0 до 30 000 об/хв за частки секунди без деформації лопатей та їх сплющення [3].
4. Клас дальності 7” – 10”. Дрони з дальністю польоту 10-20 км або специфікацією корисного навантаження 1-2 кг. Цей клас вимагає максимальної енергоефективності (грам тяги на ват енергії), відсутності вібрацій та желеподібного ефекту на відео. Цей клас має довгі важелі, схильні до низькочастотних власних резонансів, що робить його ідеальним кандидатом для топологічної оптимізації для підвищення жорсткості.

1.1.3. Теоретичні основи аеродинаміки мультироторних систем

Таким чином, проектування ефективної групи роторів неможливе без розуміння фізики генерації підйомної сили. У завислому квадрокоптері загальна тяга T_Σ повинна дорівнювати силі тяжіння G:

$$T_\Sigma = \sum_{i=1}^{4} T_i = m \cdot g,$$

Формула 1.1 – Сумарна тяга квадрокоптера для висіння

де m – злітна маса, g≈9,81 м/с² – прискорення вільного падіння.

Тяга T, що генерується ізольованим гвинтом, описується теорією імпульсів:

$$T = C_T \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4.$$

Формула 1.2 – Рівняння теорії імпульсів для ізольованого гвинта

Потужність P, необхідна для обертання гвинта, дорівнює:

$$P = C_P \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5,$$

Формула 1.3 – Вирахування потужності для обертання гвинта

де C_P, C_T – безрозмірні коефіцієнти тяги та потужності, що залежать від геометрії профілю аеродинамічного профілю, форми плану профілю підйомної сили та числа Рейнольдса, ρ – густина повітря (1,225 кг/м³ за стандартних умов), n – кількість обертів за хвилину, D – діаметр гвинта.

Важливе спостереження цих рівнянь: тяга зростає пропорційно четвертому степеню діаметра, а споживана потужність – п'ятому. Це означає, що збільшення діаметра гвинта є найефективнішим способом збільшення тяги в грамах на ват потужності, але це накладає геометричні обмеження на розмір рами та збільшує інерційний момент групи гвинтів. Графік даних залежностей показано на Рис. 1.3

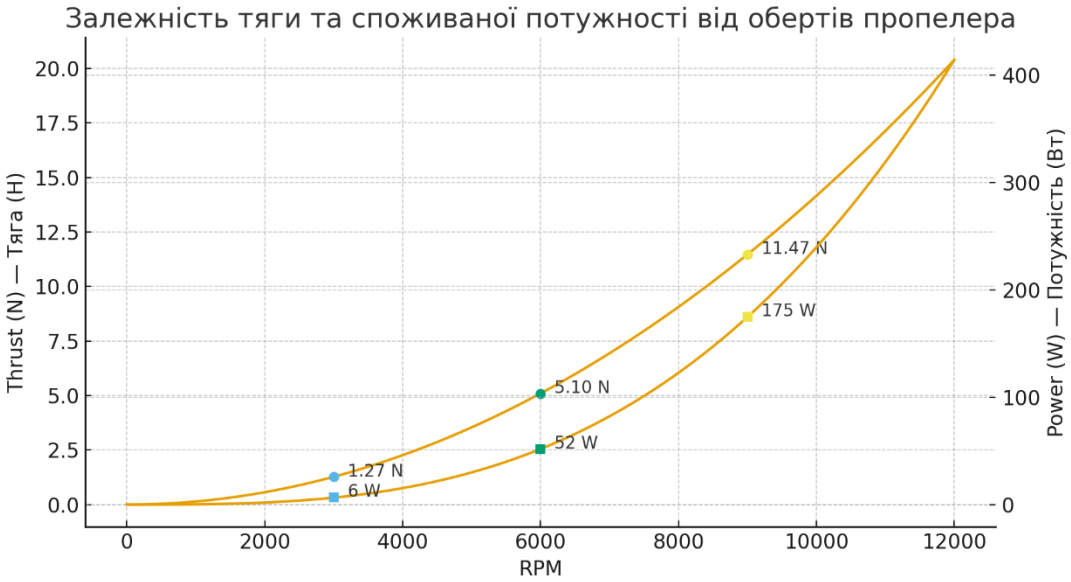


Рис. 1.3 – Графік залежності тяги та споживної потужності від обертів пропелера

Специфікою малих дронів є робота гвинта з низькими числами Рейнольдса. Для елемента лопаті гвинта FPV діаметром 5 дюймів число Рейнольдса знаходиться як:

$$R_e = \frac{\rho \cdot v \cdot c}{\mu},$$

Формула 1.4 – Число Рейнольдса для лопаті гвинта 5 дюймового дрона

де v - лінійна швидкість потоку на цьому радіусі, c - товщина хорди, а u - динамічна в'язкість повітря.

Типовий R_e для 5-дюймового гвинта знаходиться в діапазоні 50 000-150 000; у цій області аеродинаміка суттєво відрізняється від тієї, що спостерігається у великій авіації (R_e>1 000 000) - ламінарний потік має тенденцію до раннього відриву з утворенням ламінарних бульбашок зриву, які значно збільшують опір профілю та зменшують підйомну силу [5]. Стандартні авіаційні профілі, наприклад, NACA 4412 або Clark Y серії, ефективні у великій авіації, неефективні в 5-дюймовому масштабі – потрібно використовувати тонкі спеціалізовані

криволінійні профілі, що підходять саме для низького R. Тому пряме копіювання форм великих гвинтів є помилкою, і процедурне моделювання в Openscad стає необхідним інструментом для створення адаптованої геометрії.

1.1.4. Вимоги до жорсткості та аналіз вібраційних навантажень

Механічно, раму квадрокоптера можна розглядати як пружну систему з розподіленою масою, яка періодично збуджується її двигунами. Важливою умовою рами є відсутність резонансу в робочому діапазоні частот головки двигуна. Тоді власну кутову частоту коливань балки (променя) на вигин можна виразити наступним чином:

$$\omega_n = \frac{\beta}{L^2}\sqrt{\frac{E \cdot I}{\rho \cdot A}},$$

Формула 1.5 – Кутова частота променя на вигин

де:

- β - коефіцієнт, що залежить від способу кріплення та режиму коливань,
- E - модуль Юнга матеріалу (властивості),
- I - момент інерції перерізу (геометрія),
- ρ - щільність матеріалу,
- A - площа поперечного перерізу,
- L - довжина балки.

Типова рама з вуглецевого листа (плоскої пластини) має прямокутний поперечний переріз балки. Момент інерції прямокутного перерізу відносно нейтральної осі визначається:

$$I = \frac{b * h^3}{12},$$

Формула 1.6 – Момент інерції прямокутного перерізу відносно нейтральної осі

де b та h – це ширина та товщина.

Жорсткість на згин падає, оскільки товщина листа (h) мала (4-5 мм). Збільшення b (ширини променя) також не завжди ефективно, оскільки збільшення ваги та prop wash (турбаланс від вихорів на кінчиках) може призвести до погіршення ефективності.

Адитивне виробництво та генеративне проектування з твердого тіла – дозволить вам перейти від плоских отворів твердого тіла (див. рис. 1.4) до складних просторових форм (двотаврова балка, коробчастий переріз, фермоподібна структура, біонічна конструкція, органічна конструкція (див. рис. 1.5)). Це дає вам можливість різко (!) помножити момент інерції (I) і при цьому значно зменшити вагу без різкого збільшення розмірів, що дозволяє загалом збільшити власну частоту ω_n і вивести раму за межі частот, яка навіть не може відфільтрувати ПІД-регулятор системи керування польотом [6].

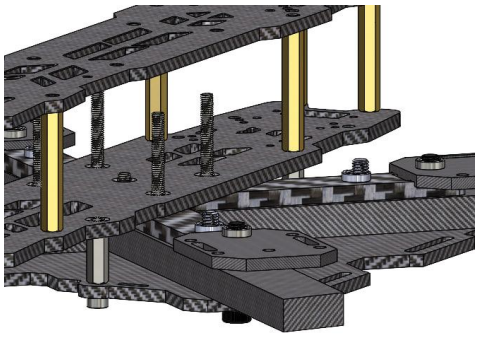


Рисунок 1.4 – Переріз типової карбонової рами для FPV дрону



Рисунок 1.5 – Органічна рама для FPV дрону з PPS-CF пластику

1.2. Огляд традиційних та сучасних методів проектування та виготовлення прототипів

Технологія виготовлення безпосередньо диктує правила проектування. Розглянемо два домінуючі підходи.

1.2.1. Традиційні методи: субтрактивні технології та лиття

Одним з методів є фрезерування з ЧПК. Фрезерування з ЧПК є методом виробництва, який використовує карбонові листи. Деталі вирізаються з попередньо виготовлених листів карбону за допомогою фрезерного верстату з ЧПК.

Вигода складається в тому, що вуглепластик має високу питому міцність вздовж волокон, ізотропні властивості зсуву в площині, а також високу точність та якість поверхні.

Мінусами є геометричні обмеження, 2,5D геометрія, складні об’ємні форми, внутрішні канали для проводки або оптимізовані змінні перерізи неможливі, великі відходи дорогоцінного карбону: до 40% матеріалу виготовить у стружку, тривала підготовка виробництва, CAM програми, налаштування верстата.

Іншим методом є лиття під тиском: основний метод для серійного виробництва пропелерів та корпусних елементів із термопластів.

Вигода складається в мізерно низькій вартості одиниці продукції при мільйонному тиражі та висока повторюваність та якість поверхні.

Вартість підготовки виробництва є найбільшим недоліком. Виготовлення високоточної пресформи для нового типу пропелера може коштувати від $2000 до $10000 та займати 2-4 тижні. Висока вартість робить експерименти з аеродинамікою ще більше дорогою та віддаленою, що неприйнятно для ділових асоціацій [7].

1.2.2. Сучасні методи: адитивне виробництво (3D друк)

Самісінька концепція швидкого прототипування базується на технологіях адитивного виробництва, іншими словами, 3д друку. Найбільш доступною та розповсюдженою для задач бпла є FDM / FFF ¸технологія пошарового наплавлення.

Технологія поліомеризації базується на екструзії розплавленої термопластичної нитки, або філаменту, по трасі шару за допомогою спеціального нагрітого сопла. Міцність деталі визначається якістю спікання шарів. Процес формування зв’язку між шарами полімеру математично описується теорією рептації полімерних ланцюгів [8]:

$$D(T) = D_0 \cdot e^{-\frac{E_a}{R \cdot T}},$$

Формула 1.7 – Математичний опис формування зв’язку між шарами полімерів

де D(T) — коефіцієнт дифузії, D_0 — перед-експоненційний фактор, E_a — енергія активації, R — універсальна газова стала, T — температура.

Реакція розвивається у точці перетворення полімерів, у точці зварювання, тобто спікання і-го шару з попереднім. Завдяки остиганню попереднього шару нижче температури склування (T_q) цей механізм діє не в повному об’ємі, що призводить до утворення дрібних технологічних тріщин, або мікропор. Цей фактор називається анізотропією механічних властивостей. Інженер сам спеціально орієнтує модель перед друком так, щоб силові лінії деформації були направлені на стільки, на скільки це можливо продольними шарами. Це показано на рисунку 1.6.

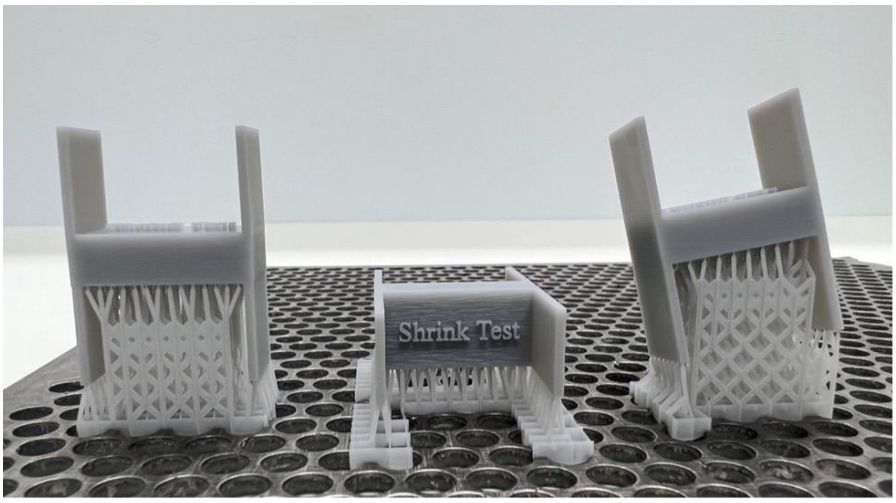


Рисунок 1.6 – Розміщення 3д деталей в різному положення для виявлення оптимальної міцності деталі

Для аргументування вибору технології розглянемо модель повної собівартості партії прототипів в залежності від кількості, а саме:

$$C_{\text{загальне}} = C_{\text{фіксоване}} + N \cdot C_{\text{змінне}},$$

Формула 1.8 – Повна собівартість партії прототипів

де N — кількість виробів.

Для лиття це вартість $C_{\text{фіксоване}}$ дуже висока, а $C_{\text{змінне}}$– мізерна. Для 3Д-друку $C_{\text{фіксоване}}$ (підготовка файлу до друку, це як правило вартість кількох годин роботи оператора) прямує до 0, а $C_{\text{змінне}}$ = вартість пластика + часу роботи принтера + електроенергії – помірна, але стабільна.

Для складних деталей здійснимо оцінку і обчислимо схрещення графіків. Точка перетину графіків для складних деталей дронів знаходиться в діапазоні 500-1000 штук. Оскільки на етапі розробки та для виготовлення спецзамовлень FPV-дронів партії складають 1-100 одиниць (один БпАК (Безпілотний авіаційний комплекс)), 3D-друк є економічно вигіднішим у десятки разів.

1.3. Роль 3D-технологій та програмних комплексів у життєвому циклі розробки БПЛА

Простої заміни матеріалу недостатньо для повного розкриття потенціалу адитивного виробництва. Натомість необхідно змінити парадигму моделювання: використовувати програмні засоби, здатні генерувати складну геометрію та оптимізувати її для конкретних виробничих обмежень.

1.3.1. Математичні основи процедурного моделювання в OpenSCAD

Математично процедури в OpenSCAD можна визначити наступним чином. Як згадувалося раніше, інтерактивні САПР-системи для проектування аеродинамічних компонентів базуються на класичному моделюванні та недостатньо гнучкі. Наприклад, ручне лофтування складних поверхонь, визначених перерізами, є трудомістким, а зміна геометрії конструкції, скажімо, кроку гвинта, є непростою.

Натомість, OpenSCAD - це середовище 3D-моделювання твердих тіл, яке використовує мову сценаріїв для проектування геометричних фігур. Воно базується на схемі конструктивної геометрії твердих тіл (CSG)[9], де об'єкт

створюється в результаті булевих операцій (об'єднання, різниця, перетин) над геометричними примітивами (сфери, куби, циліндри).

Корпус лопаті описується як результат математичних 2D-перетворень профілю, а не як набір кривих Безь'є. Поверхню лопаті S можна представити параметрично:

$$S(u,v) = M_{\text{кут}}\big(\theta(v)\big) \cdot M_{\text{перехід}}(0,0,v) \cdot P(u),$$

Формула 1.9 – Параметричне представлення лопасті

де P – масив двовимірних точок профілю, $M_{\text{перехід}}$ – матриця переміщення вздовж радіуса, $M_{\text{кут}}$ – матриця обертання, що визначає змінну атаку $\theta(v)$ вздовж радіуса.

У коді OpenSCAD це реалізовано за допомогою функції linear_extrude з параметром twist для простих геометрій або, для досягнення найкращої аеродинамічної точності, згенеровано безпосередньо як полігональна сітка за допомогою функції polyhedron(). Таким чином, інженер може маніпулювати параметрами , та профілем і отримати математично ідеальну модель для друку за лічені хвилини (див. рис. 1.7).

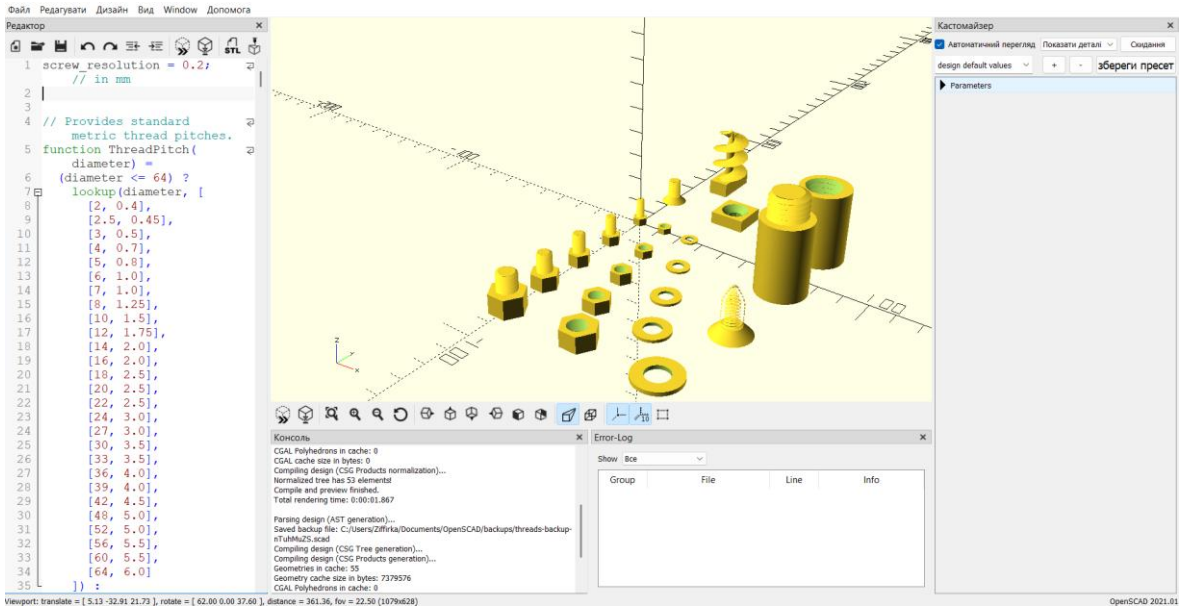


Рисунок 1.7 – Приклад процедурної генерації моделей за допомогою OpenSCAD

1.3.2. Генеративний дизайн та CAE-системи (Autodesk Fusion 360)

Зокрема, для силових елементів рам дуже важливий оптимальний розподіл матеріалу з урахуванням навантажень. Autodesk Fusion 360 поєднує CAD проектування та CAE інженерний аналіз та надає потужні інструменти для оптимізації [10].

Основою CAE є Модуль Скінченних Елементів . Процес розрахунку включає дискретизацію моделі: розбиття неперервної геометрії на скінченну кількість дискретних елементів, зазвичай тетраедральних. Для кожного елемента та системи в цілому формується система рівнянь рівноваги:

$$[K]\{u\} = \{F\},$$

Формула 1.10 – Система рівнянь рівноваги

де [K] – глобальна матриця жорсткості системи, {u} – вектор невідомих переміщень вузлів, {F} – вектор відомих прикладених сил .

На FEM працює технологія Генеративного Дизайну. На відміну від традиційної топологічної оптимізації, яка лише видаляє матеріал з існуючої “болванки”, генеративний дизайн використовує алгоритми штучного інтелекту та хмарні обчислення для “вирощування” геометрії з нуля.

Інженер задає:

1. Preserve Geometry: області, які необхідно зберегти – які мають значення, наприклад місця кріплення моторів, польотного контролера, батареї;
2. Obstacle Geometry: заборонені зони, куди не повинен заходити матеріал – наприклад, область обертання пропелерів, простір для прокладання проводів;
3. Load Cases: типи та значення навантажень – сила тяги двигунів, ударні навантаження при падінні, моменти інерції;
4. Manufacturing Constraints: параметри, специфічні для обраної технології – наприклад, мінімальний кут звисання для 3D-друку, мінімальний діаметр інструменту для фрезерування.

Алгоритм ітеративно створює сотні варіантів конструкції та перевіряє кожен з них на відповідність критерію міцності, зазвичай σ_{vM} для еквівалентних напружень за фон Мізесом та визначеним обмеженням. Це дозволяє генерувати «органічні» форми, оптимізовані за вагою та жорсткістю. Приклад органічної рами згенерованої в Autodesk Fusion 360 показано на рисунку 1.8.

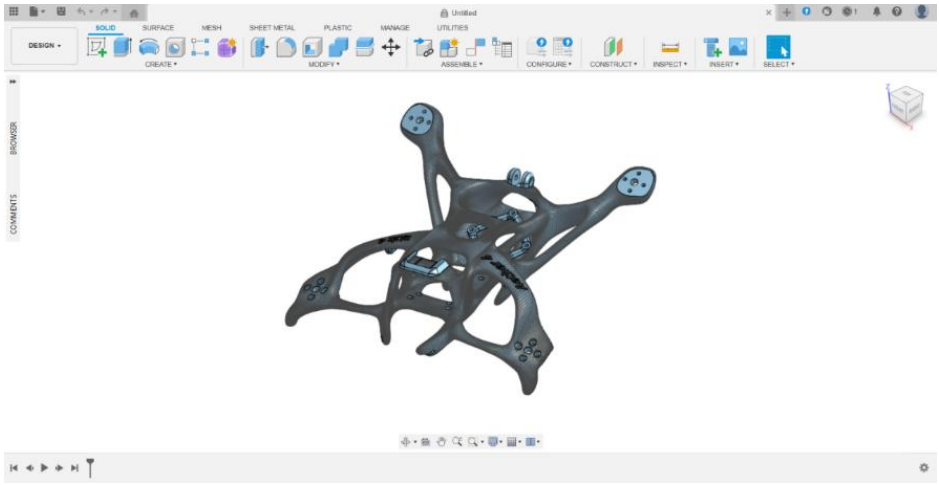


Рисунок 1.8 – Згенерована органічна рама 4-дюймового FPV дрону в Autodesk Fusion 360

1.4. Аналіз існуючих підходів до оптимізації конструкцій авіаційної техніки

Визначимо принцип оптимізації конструкції як системний підхід до пошуку “найкращого” проектного рішення, задовольняючи дані критеріям у виконанні системи обмежень. У випадку авіаційної техніки, в тому числі БПЛА, основними критеріями є мінімізація маси та максимізація жорсткості/міцності [11].

1.4.1. Рівні оптимізації конструкцій

Існує три основні рівні оптимізації, які можна застосовувати до конструкцій БПЛА:

1. Параметрична оптимізація: на цьому рівні проектант може змінювати параметри конструкції зміна параметрів розміру елементів конструкцій. Прикладами застосування є ефективність пропелерів та тонкі

налаштування розмірів променів. Такі можливості дає програмне забезпечення OpenSCAD;

2. Оптимізація форми: цей метод сконцентрований на модифікації модифікації зовнішніх кордонів деталі для зниження концентрації напружень та поліпшення аеродинамічних характеристик. Наприклад згладжування гострих кутів у місцях переходу променів рами до центральної деки;
3. Топологічна оптимізація: найбільш радикальний та потужний метод з теоретичної точки зору, що ефективно змінює оптимального розподілу матеріалу в заданій області проектування. ТО відповідає на питання: «Де мають бути матеріали?».

1.4.2. Математична постановка задачі топологічної оптимізації

Типова топологічна задача визначається як мінімізація піддатливості С конструкції, що еквівалентно досягненню максимальної сталості, за обмеження на об’єм матеріалу [12]:

$$\frac{min}{\rho(x)} C(\rho) = \{F\}^T \{u(\rho)\},$$

за умов:

$$\int_{\Omega} \rho(x) d\Omega \leq V_{ціль},$$

$$0 < \rho_{min} \leq \rho(x) \leq 1,$$

Формула 1.11 – Топологічна задача

де:

- $\rho(x)$ - функція розподілу уявної щільності матеріалу в точці x в області проектування Ω;
- $V_{ціль}$ — обсяг матеріалу, що може бути використаний (наприклад, 30% від початкового обсягу);

- {F} — вектор кривої сили, u(p)— вектор областей, залежний від розподілу матеріалу ρ(x);
- $\{u(\rho)\}$ — мінімальна щільність, щоб уникнути сингулярних значень матриці жорсткості.

Для того, щоб мати “чорно-білу” структуру (де матеріал або є, або немає), використовується метод SIMP. Даний метод накладає штрафний степеневий коефіцієнт p, як правило $p \geq 3$, для модуля Юнга, то “штрафує” проміжні щільності, співвідносячи їх значення до 0 або 1:

$$E\big(\rho(x)\big) = \rho(x)^p E_0,$$

Формула 1.12 – Визначення проміжної щільності

де E_0 – модуль Юнга гомогенного матеріалу. Саме цей математичний апарат лежить в основі органічних та біонічних форм, що генерує Fusion 360, ідеальна основа виробництва для 3D друку, одержуючи таке жорстке співвідношення до маси. Літературний аналіз показує, що більшість існуючих робіт розглядають топологічну оптимізацію на рівні полімерно модельованих пропелерів для авіації[13].

1.5. Аналіз сучасних конструкційних матеріалів та фізико-механічних аспектів адитивного виробництва БПЛА

Враховуючи вищенаведене, використання технологій 3D-друку в рамках циклу проектування безпілотних літальних апаратів, зокрема методу FDM/FFF, вимагає фундаментального перегляду підходів до унікальних конструкційних матеріалів засобами теплового інжинірингу. На відміну від традиційних методів лиття чи фрезерування, де властивості матеріалу є константою в процесі виробництва, властивості 3д друкованих деталей є похідною від трьох змінних:

хімічного складу полімеру, термодинаміки процесу екструзії та макроструктури (топології) укладання шарів.

Для того щоб оптимально розвивати систему оптимізації БПЛА потрібно вивчити існуючі термопластики та композити, класифікувавши їх за якісними критеріями питомої міцності, жорсткості, вібростійкості, а також критерієм експлуатаційної витривалості [14].

1.5.1. Класифікація полімерів за надмолекулярною структурою та їх поведінка при друці

Розуміння основ фізики полімерів має вирішальне значення для прогнозування надійності друкованого дрона. Усі термопласти, що використовуються в FDM, можна розділити на дві великі групи: аморфні та напівкристалічні. Ця відмінність визначає їх характер усадки та їхню поведінку під час руйнування.

До аморфних полімерів належать ABS, ASA, PC, PETG. Молекулярні ланцюги рандомізовані. При нагріванні матеріал не має певної точки плавлення, а стає м'яким після перетину його температури плавлення. Аморфні пластики мають низьку усадку та високу розмірну точність, але схильні до повзучості під постійним напруженням або навантаженням [15]. Це означає, що гвинти, що кріплять каркас, виготовлений з аморфного пластику, можуть послабитися після місяця використання, спричиняючи люфт та вібрації.

До напівкристалічних полімерів належать PLA, PA-нейлон, PP, PEEK. Ці матеріали мають впорядковані області, які називаються кристалітами, оточені аморфними зонами. Для утворення нових кристалічних ядер необхідне значне скорочення об'єму, що призводить до високого рівня усадки та внутрішнього напруження або зменшення деформації. Однак саме кристалічні решітки забезпечують рекордну хімічну стійкість та втомну міцність, критично важливі для виробів, що працюють у циклічно згинальних гвинтах, елементах шасі [16].

На Рисунку 1.9 представлений наближений до реального приклад молекулярної структури аморфних та напівкристалічних полімерів.

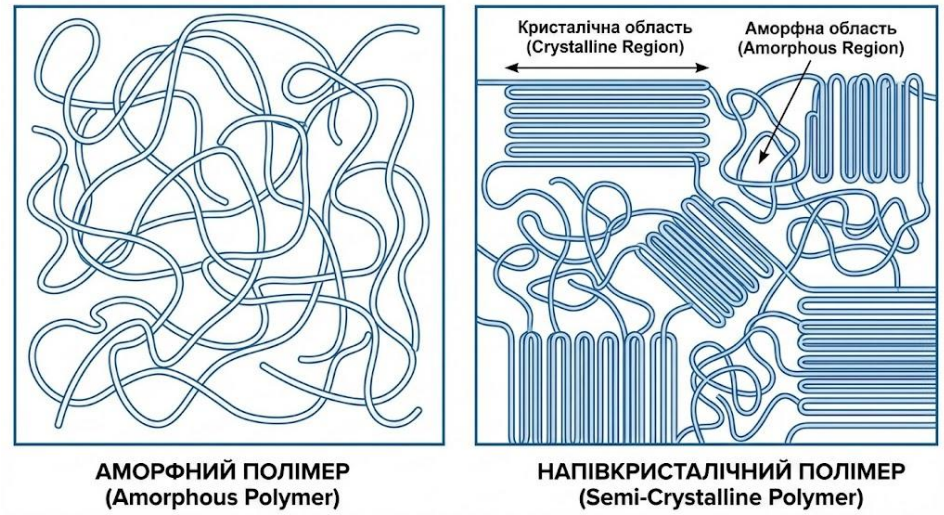


Рисунок 1.9 - Схематичне зображення молекулярної структури аморфних та напівкристалічних полімерів

1.5.2. Базові інженерні термопласти: аналіз придатності для FPV-дронів

Детально розглянемо фізико-механічні характеристики найпоширеніших матеріалів крізь вимоги до FPV-систем:

1. PLA та його модифікації. Полілактид займає перше місце за популярністю, але має серйозні обмеження. Модуль пружності PLA доходить до приблизно 3.5−4.0 ГПа, але подовження при розриві лише 3–5%. Тому його формально вважають крихким матеріалом: при ударі рама з PLA не буде деформуватися, вона поглине енергію удару та лопне миттєво, утворивши осколки. Базовий PLA має найменшу температуру розм’якшення ≈60°C, і якщо ця температура перевищується, то форма дрону стає нестабільною, і почне деформуватись, що може призвести до тріщин чи потраплянню пропелерів по прототипу чи рамі, і в результаті падінню.

2. PETG. Наразі має найвищу популярність. Матеріал має високу пластичність та міжшарову адгезію, але його проблема в низькому модулі пружності (≈2.0−2.2 ГПа). При пошкодженнях руйнуються лише лінії з’єднання матеріалу та основи, але матеріал ще остається структурно тремким. Найбільшою проблемою даного матеріалу є сильне вібрування – це математичний фактор – гранична частота власних коливань. Це недолік для налаштування PID-контролерів на компенсацію амплітуд коливань рами, вони мусять накласти більші коефіцієнти фільтрації, які спричиняють затримку керування [17].

3. ASA. Сорт пластику, який стійкий до УФ. Різні штати США покривають цим матеріалом вікна. Стійкість до ультрафіолету є критичною для дронів класу багаторазового далекого використання, які можуть перебувати під прямим сонцем тривалий час, оскільки звичайний ABS під дією ультрафіолету деградує, жовтіє і стає крихким.

На Рисунку 1.10 показаний графік «Напруження/Деформації» таких матеріалів, як PLA, PETG та Nylon CF.

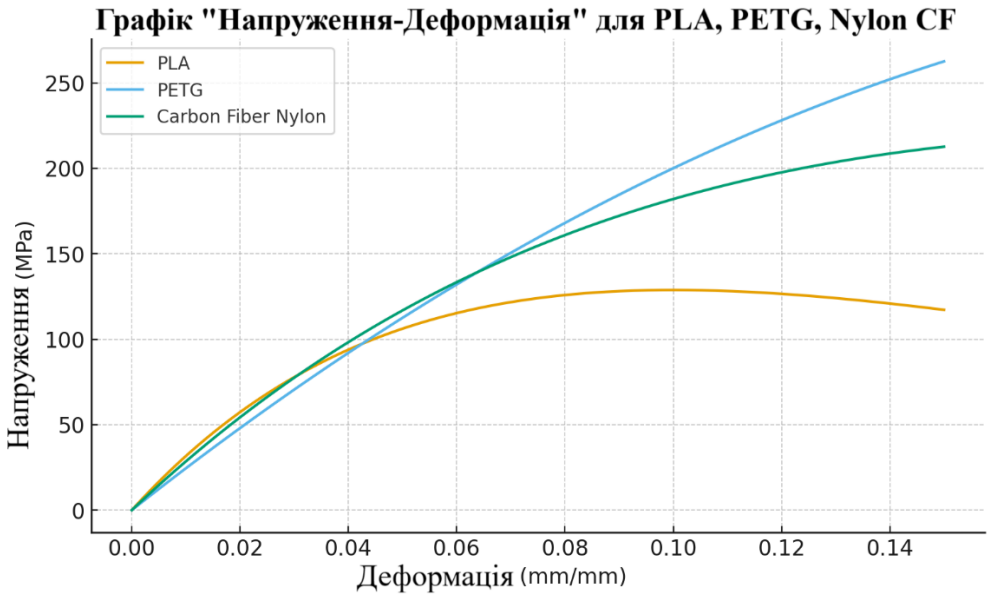


Рисунок 1.10 – Графік “Напруження-Деформації” для PLA, PETG та Nylon CF матеріалів

1.5.3. Спеціалізовані та композитні матеріали

Для створення конкуренції виробникам карбонових рам необхідно використовувати матеріали вищого класу, а саме армованні композити.

1. PC. Найоптимальніший матеріал для друку пропелерів завдяки високій жорсткості, яка запобігає флаттеру (аеропружним коливанням) лопаті на високих обертах, та високій ударній в'язкості [18]

2. TPU. TPU, або термопластичний поліуретан є критичною комплектуючою для вібророзвязання. Еластомер має високі внутрішні втрати енергії при деформації (петлю гістерезису) і ефективно розсіює вібрацію на моторах. На рисунку 1.11 показаний приклад виробу з TPU.



Рисунок 1.11 – Кріплення антени VTX та антени RX з TPU матеріалу

3. PA-CF, PA-GF та інші армовані карбоновим волокном пластики. Це спеціалізовані армовані коротким волокном карбону поліаміди. Термопластична матриця (найчастіше Поліамід-12 або Поліамід-6) наповнюється рубаними волокнами вуглецю у кількості 15–25% за вагою Волокно збільшує модуль пружності до 6.0−8.0 ГПа, що дозволяє друкувати тонкі ажурні структури рам [19].

Пластики з додаванням волокна є ключовим матеріалом, який дає змогу друкувати силові конструкції, а саме раму дрону. В даній роботі використовується PETG-CF для експериментів.

На рисунку 1.12 показана мікроструктура надрукованого виробу з додаванням карбонових волокон.

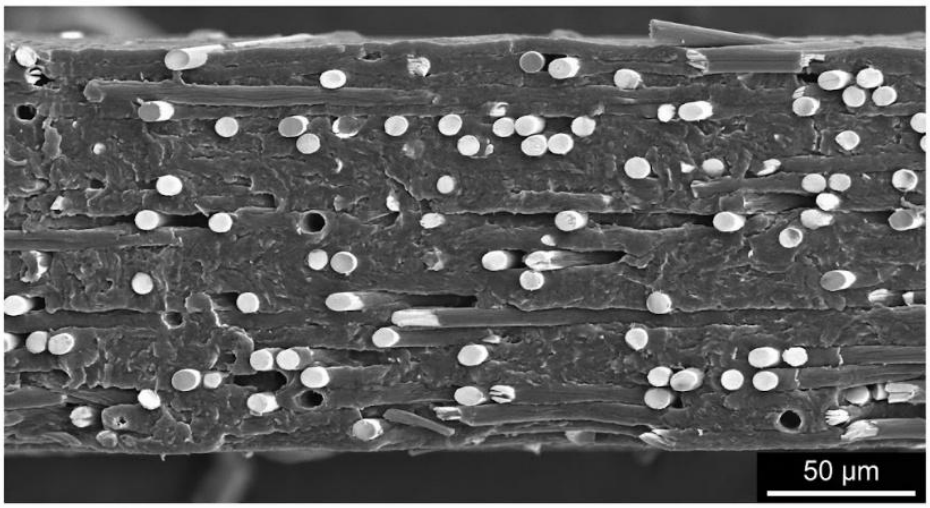


Рисунок 1.12 – Мікро розріз деталей з пластику армованого карбоновими волокнами

1.5.4. Проблема анізотропії та параметри друку

Фундаментальна проблема технології FDM/FFF, яка перешкоджає її застосуванню для відповідальних авіаційних агрегатів, полягає в нестабільності механічних властивостей готового виробу.

На відміну від литих під тиском компонентів, які є ізотропними та мають однакові властивості в усіх напрямках, 3D-друковані матеріали мають шарувату структуру, що робить їх схожими на шматок дерева або твердої плити.

Найбільш критичним недоліком є міцність на розтяг та зсув вздовж осі Z, перпендикулярної до площини шару. Це пов'язано з фізикою утворення зв'язків у композитних матеріалах. Це спричинено відсутністю армування вздовж осі Z: подрібнені вуглецеві волокна, що містяться у нитці, орієнтовані переважно вздовж осі руху сопла під час екструзії. Інші властивості друкованого пластику, такі як твердість або щільність, можна налаштувати, змінюючи властивості хотенду. Таким чином, він «замикається» всередині одного шару і не поширюється між шарами. Через це, ефект армування досягається лише в площині друкованого шару.

Обмежена дифузія забезпечується лише термічною дифузією полімерної матриці. Зв'язування шарів, також відоме як когезія, відбувається лише за допомогою термічної дифузії полімерної матриці. Це створює потенційні площини розшарування при ударних навантаженнях, що типово для жорстких посадок БПЛА. Щоб мінімізувати цей ефект і забезпечити довговічність, у розробленій системі слід враховувати та оптимізувати наступні технологічні фактори:

1. Орієнтація збірки. Це найважливіший етап підготовки до виробництва. Частини променення повинні бути орієнтовані під час друку таким чином, щоб вони були горизонтальні відносно ліжка принтера.

Для лонжеронів рами: оскільки лонжерони дрона мають консолі, що діють на вигин, їх слід друкувати лежачи. У цьому випадку карбонові волокна між силою вигину знизу та силою стискання зверху тонкостінних об'єктів є безперервною. Орієнтація лонжерона вертикально майже гарантує миттєве руйнування вздовж шару при незначних навантаженнях.

Для кріплення моторів: Отвори під гвинти повинні формувати перпендикуляр до шарів – затягування гвинта повинно стиснути шари, а не розірвати їх.

2. Щільність стінок та архітектура заповнення. У використаних матеріалах міцність деталей збільшується не стільки відсотком внутрішнього заповнення, скільки товщиною суцільної стінки прототипу. Пріоритет по відношенню до периметрів: Стінки формуються безперервним рухом екструдера, що забезпечує найкращу орієнтацію волокон та мінімальну кількість дефектів. Внутрішнє заповнення – вимагає чисельних зупинок та поворотів сопла, що зумовлює ненормальну структуру волокна та слабкі місця. Рекомендовано для силових елементів БПЛА 4–6 зовнішніх периметрів з використанням стандартного сопла 0.4 мм, це дає стінку товщиною 1,6–2,4 мм.

3. Теплові режими та термообробка. Фізико–механічні властивості напівкристалічних полімерів до яких належать поліаміди PA6, PA12, залежать від ступеня їх кристалізації. Швидке охолодження при друці фіксує матеріал переважно в аморфному стані – знижує термостійкість і міцність. Відпал – контроль нагрівання готової деталі в печі до температури 80–100 °C з подачею витримки та вільним охолодженням, розв’язує два завдання: Релаксація знімає внутрішнє напруження, які зменшують викривлення рами. Рекристалізація – збільшує ступінь кристалізації полімеру деталі – поліпшують її термостійкість та опір повзучості під навантаженням.

РОЗДІЛ 2 РОЗРОБКА КОМПЛЕКСНОЇ СИСТЕМИ ПРОЕКТУВАННЯ ТА ВИРОБНИЦТВА КОНСТРУКЦІЙ БПЛА

2.1. Концептуальні засади та архітектура гібридної системи

Зазначене вище означає, що від загальних моделей дрони переходять до більш спеціалізованих версій. Як показано в першому розділі, проблема ділиться досить чітко: стандартні способи, як-то фрезерування або лиття, тримають міцні позиції, але не можуть швидко пристосуватися; з іншого боку, 3D-друк позиціонує себе, як швидкий інструмент рішення завдань, але потребує особливих правил дизайну, щоб вироби могли конкурувати з традиційними методами. У цій роботі пропонується метод розв’язання цієї проблеми через використання гібридної автоматизованої системи конструювання, для оптимізації проектування прототипів конструкцій безпілотних літальних апаратів з використанням 3д технологій. Вона об’єднує детерміноване (параметричне) та стохастичне або генеративне моделювання, моделюючи фізично міцну конструкцію БПЛА.

2.1.1. Обґрунтування бімодальної структури системи

Більшість існуючих підходів намагаються використовувати єдиний інструмент, наприклад, SolidWorks, для всіх задач. Проте, після аналізу функціональних вимог до компонентів дрона можна відзначити, що вони належать до двох різних класів:

1. Клас А. Пропелери, кріплення антен, захисні кожухи. До них виступають такі вимоги: висока геометрична точність, чітка залежність від вхідних параметрів (діаметр, кут, необхідно часто модифікувати). Оптимальним методом є використання процедурного моделювання Script-based CAD

2. Клас Б. Рами, кронштейни двигунів, елементи підвіски; Вимогами до цього класу є: максимальна питома жорсткість, складний вектор навантажень, мінімальна маса. Оптимальним методом є використання генеративного дизайну.

На основі цього поділу розроблено архітектуру системи, яка представлена блок схемою на Рисунку 2.1.

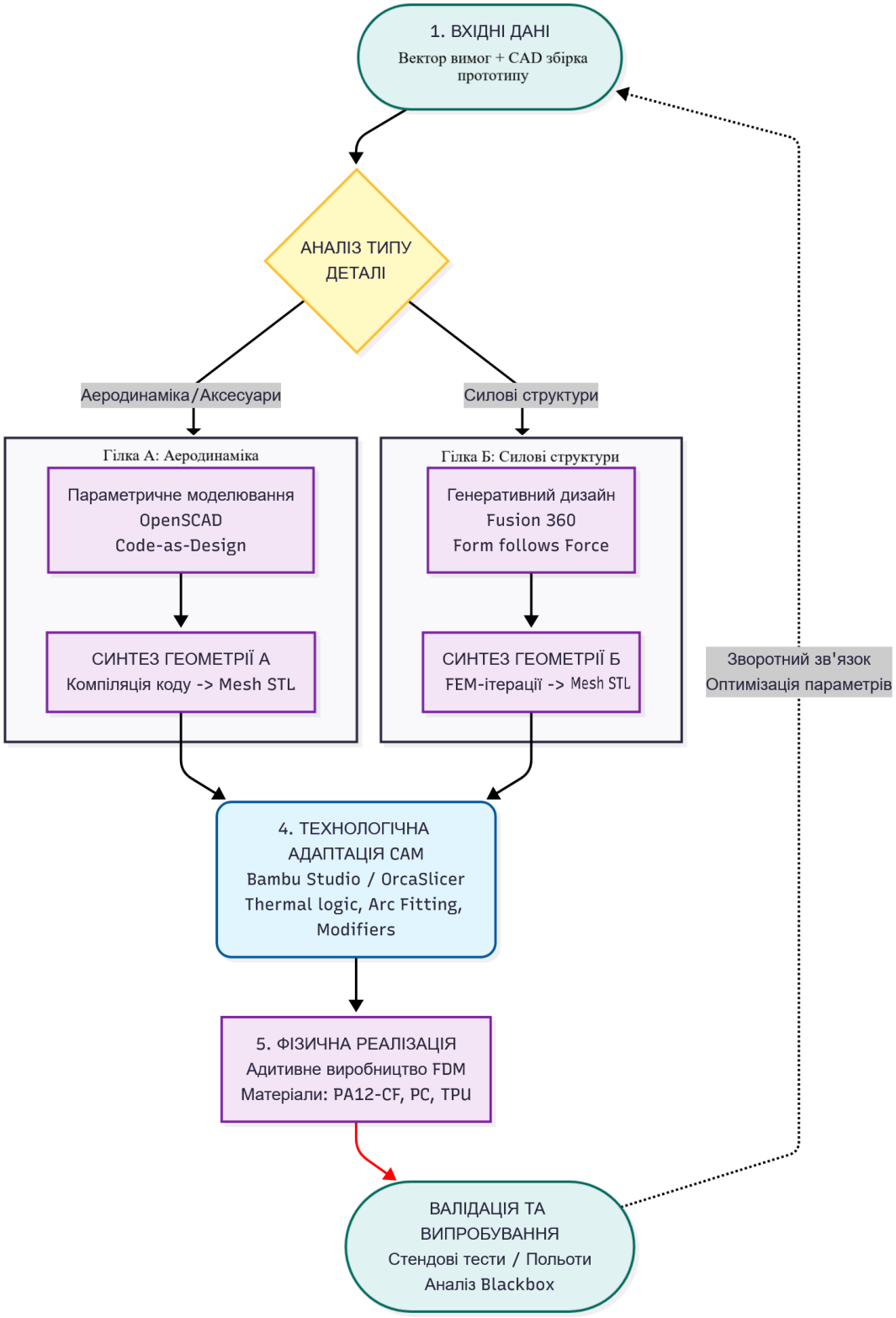


Рисунок 2.1 – Блок схема система оптимізації проектування прототипів конструкцій безпілотних літальних апаратів із використанням 3D технологій

2.1.2. Алгоритм функціонування системи

Процес проектування формалізовано у системі у вигляді послідовності етапів:

1. Ініціалізація: створення вектора технічних вимог. Результатом ініціалізації буде точна геометрична база. В цій роботі це було реалізовано через повну CAD збірку 7″ дрона класу Long Range, представлену на рисунку 2.2. Завданням роботи є визначення області колізій пропелерів з корпусом, посадових місць електроніки. Це виконувалось за допомогою створення файлу збірки з усіма STEP -файлами електронних компонентів стеку, VTX, камери в єдине середовище.

2. Селекція методу: ручний або автоматизований вибір гілки проектування. Однією з гілок є реалізація пропелерів та аксесуарів – це автоматизація запуску скриптів OpenSCAD. Іншою гілкою є реалізація силових структур. Це все відбувається в серидовищі Autodesk Fusion 360 Generative Design.

3. Синтез геометрії: генерація моделі за допомогою математичних співвідношень. Для OpenSCAD це єкспорт коду в полігональну сітку, для Fusion 360 – ітеративні обчислення напружень та також полігональна сітка.

4. Технологічна адаптація: перетворення “ідеальної” моделі у G-код. Використовуваний слайсер Bambu Studio, Orca Slicer, Prusa Slicer, чи Cura з налаштованими профілями середовища.

5. Валідація: фізичне створення на вимогу сконструйованого та інше.



Рисунок 2.2 – Цифрова модель 7-дюймового БПЛА (повна збірка) зроблена за допомогою SolidWorks

2.2. Підсистема параметричного проектування (OpenSCAD)

Підсистема параметричного проектування адаптована для створення компонентів, що вимагають високої точності та адаптивності. Ця підсистема базується на середовищі OpenSCAD.

2.2.1. Математичні основи CSG-моделювання

Фундаментальна відмінність між прийнятим підходом до проектування аеродинамічних елементів, що використовується OpenSCAD, та класичним інтерактивним моделюванням на основі B-Rep полягає у відмові від останнього на користь жорсткої алгоритмічної описовості форми. Більшість сучасних САПР-систем, таких як SolidWorks, Inventor, CATIA та переважна більшість інших аналогічних систем, базуються на B-Rep. Іншими словами, вони реалізують метод представлення границь B-Rep.

У цьому методі тривимірний об'єкт являє собою набір топологічно пов'язаних поверхонь, які називаються гранями, обмеженими ребрами та вершинами. Хоча B-Rep забезпечує високий ступінь гнучкості візуалізації, він має один суттєвий недолік. При суттєвій зміні вхідних даних, наприклад, зміні кута нахилу поверхні, топологічні зв'язки можуть порушуватися, що призводить до помилок під час переробки моделі («розривні» посилання, самоперетин поверхонь).

На відміну від B-Rep, OpenSCAD працює з парадигмою, яка називається Конструктивна Геометрія Тіла (GSC). У цій моделі об'єкт не є «порожньою оболонкою», описаною множиною граней, а радше схожим на твердий об'єм у просторі.

З математичної точки зору теорії множин, модель об'єкта з теорії множин являє собою бінарне дерево, де листя є базовими геометричними примітивами, а вузли - булевими операторами. Об'єкт O у тривимірному евклідовому просторі R^3 визначається в результаті застосування операцій теорії множин над базовими підкреслювальними примітивами P_i (куб, сфера, циліндр):

$$O = \Psi_{\text{перетворення}} \left(\bigcup_{i=1}^{n} P_i \setminus \bigcap_{j=1}^{m} P_j \right),$$

Формула 2.1 – Опис об’єкта О у тривимірному Евклідовому просторі

де:∪ - операція об'єднання, ∩ - операція перетину, \ - операція різниці, $\Psi_{\text{перетворення}}$ - матриця афінних перетворень.

Такий підхід забезпечує так звану «герметичну» модель, де немає отворів. Моделі з «пошкоджених» поверхонь не можна розрізати (підготувати до друку).

Переваги парадигми CSG для процесу проектування БПЛА:

1. Абсолютна параметрична стійкість: в типовій системі САПР, дерево побудови спирається на унікальні ідентифікатори граней. Якщо ви змінюєте діаметр будь-якого циліндра, його ідентифікатор грані може змінитися разом із пов'язаною з ним ознакою, такою як заокруглення, тощо. Такі проблеми можуть свідчити про помилки. У CSG, модель переоцінюється з самого початку за допомогою вхідних формул. Таким чином, ви можете створювати "гумові" моделі, наприклад, гвинт, який саморегулюється від 2 до 5 лопатей та вибирає між різними діаметрами та кроками; модель також гарантовано буде готовою до використання в слайсері.

2. Алгоритмічна логіка: За допомогою скриптової мови ви можете використовувати логічні оператори (if...else), цикли (for) та математичні функції у своєму проекті. Це дозволяє вам вбудовувати інженерні знання у код вашої деталі.

Приклад: «Якщо діаметр стійки > 5 мм, тоді додайте маточину на 2 мм товстішу та додати ребра жорсткості». Статичні креслення не можуть адаптуватися таким чином.

3.Інтеграція в цифровий потік: Особливо враховуючи, що модель OpenSCAD — це текстовий файл (.scad), який читається людиною, розміром лише кілька кілобайт, тому його можна просто завантажити з систем контролю версій (Git). Це дозволяє зберігати історію змін (хто змінив площину покриття лопаті, коли і чому?), передавати креслення через канали зв'язку з низькою пропускною

здатністю (наприклад, супутниковий Інтернет у польових умовах), автоматично створювати STL на сервері (за допомогою CLI) без графічного відображення.

На рисунках 2.3 та 2.4 показана проблема змін в дереві SolidWorks та перевага OpenSCAD в тій же проблемі.

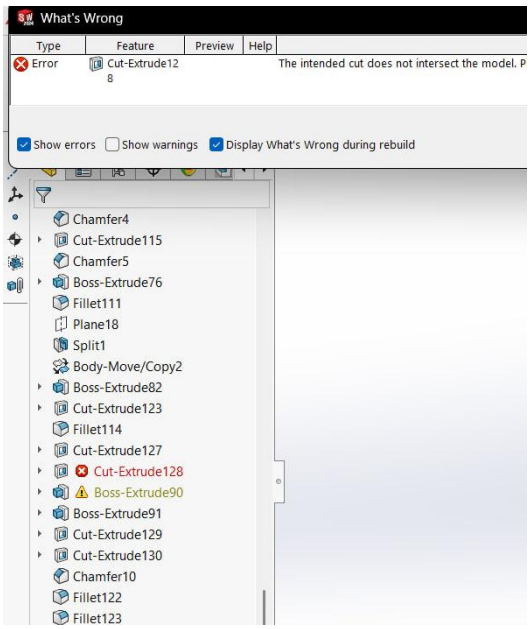


Рисунок 2.3- Приклад проблематики при внесені змін в історію в SolidWorks

```
// Provides standard metric thread pitches.
function ThreadPitch(diameter) =
  (diameter <= 64) ?
    lookup(diameter, [
      [2, 0.4],
      [2.5, 0.45],
      [3, 0.5],
      [4, 0.7],
      [5, 0.8],
      [6, 1.0],
      [7, 1.0],
      [8, 1.25],
      [10, 1.5],
      [12, 1.75],
      [14, 2.0],
      [16, 2.0],
      [18, 2.5],
      [20, 2.5],
      [22, 2.5],
      [24, 3.0],
      [27, 3.0],
      [30, 3.5],
      [33, 3.5],
      [36, 4.0],
      [39, 4.0],
      [42, 4.5],
      [48, 5.0],
      [52, 5.0],
      [56, 5.5],
      [60, 5.5],
      [64, 6.0]
    ]) :
    diameter * 6.0 / 64;
```

Рисунок 2.4 – Приклад внесення змін в параметри в OpenSCAD

2.2.3. Методика процедурної генерації тороїдальних пропелерів

Як моє власне досягнення в рамках OpenSCAD, є алгоритм для спрощення створення тороїдальних гвинтів. Тороїдальні гвинти отримують закриту форму профілю лопаті з плавним переходом між кінчиком сусідніх лопатей та корінцем наступних лопатей [20].

У звичайних гвинтах повітря переходить від високого тиску (нижня поверхня) до низького тиску (верхня поверхня) на кінчику лопаті. Це призводить до появи торцевого вихору, який сприяє індуктивному опору та шуму. Рішенням цієї проблеми є замкнутий контур, Більше не має цього "кінця" лопаті, що призводить до зменшення вихорів.Отриманий скрипт використовує кінематичний підхід для створення поверхні.

Для належної роботи гвинта кожна частина лопаті потребує оптимального кута атаки α. Оскільки лінійна швидкість сегмента $V = \omega \cdot r$ пропорційна радіусу, кут врізання β повинен зменшуватися:

$$\beta(r) = \arctan\left(\frac{P}{2\pi r}\right),$$

Формула 2.2 – Вирахування оптимального кута врізання

де P - геометричний крок гвинта.

У скрипті це досягається за допомогою математики для визначення значення twist, яке слід надіслати до linear_extrude.

Для FDM-друку ідеально гострі задні кромки не можуть бути використані. Профіль виражається як різниця двох еліпсів, що дає мінімальну товщину стінки 0,45 мм (трохи більше, ніж діаметр сопла). Це гарантує, що слайсер створить правильний периметр без зазорів.

Проблема полягає в тому, що цей елемент важко закрити. Використовується функція розкладки профілів по колу generate_blades_layout_2d з подальшим "витягуванням" та скручуванням.

Нижче наведено повний лістинг розробленого модуля (див. рис. 2.6 та рис. 2.7) та процес генерації моделі пропелера (див. рис. 2.5).

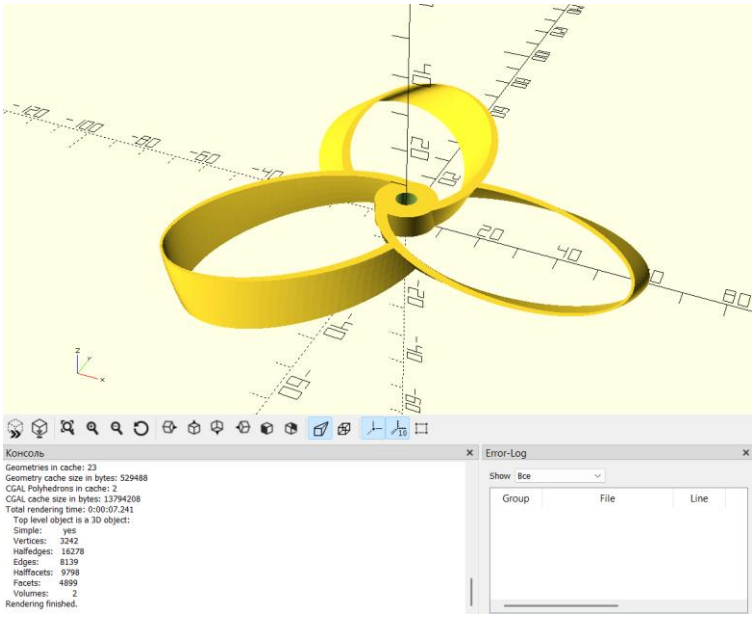


Рисунок 2.5 – Процес генерації тороїдального пропелера

```
// Мінімальне значення для уникнення мерехтіння граней (Z-fighting) при відніманні форм
OVERLAP_EPSILON = 0.01;
// Роздільна здатність кривих (кількість сегментів на коло).
// 100 - висока якість, для швидкого прев'ю можна ставити 30-50.
$fn = 100;
// Параметри налаштування
module toroidal_propeller(
    num_blades       = 3,        // Кількість лопатей
    prop_height      = 6,        // Загальна висота пропелера
    loop_length      = 68,       // Довжина петлі лопаті (велика вісь еліпса, мм)
    loop_width       = 42,       // Ширина петлі лопаті (мала вісь еліпса, мм)
    profile_thick    = 4,        // Товщина стінки самого профілю лопаті (мм)
    hole_eccentricity = 1.4,     // Зміщення внутрішнього отвору петлі (впливає на товщину передньої/задньої кромки)
    attack_angle     = 35,       // Кут атаки лопаті (визначає крок гвинта)
    radial_offset    = -6,       // Відстань від центру вісі до початку петлі (може бути від'ємним для накладання)
    trim_mode        = "PREV",   // Режим підрізання перетинів: "PREV" (попередній) або "NEXT" (наступний), щоб лопаті не врізалися одна в одну
    hub_height       = 6,        // Висота центральної втулки
    hub_diameter     = 16,       // Зовнішній діаметр втулки
    shaft_diameter   = 5.5,      // Діаметр отвору під вал мотора
    notch_height     = 0,        // Висота вирізу/пазу (якщо потрібно)
    notch_diameter   = 0         // Діаметр вирізу/пазу
){
    // Розрахунок параметрів скручування (twist) для linear_extrude
    // twist_pitch - це крок гвинта на основі кута атаки
    twist_pitch = prop_height / tan(attack_angle);
    // Довжина кола описуваного лопатю (приблизно)
    circumference = 2 * PI * loop_length / 2;
    // Обчислення кута скручування в градусах для функції linear_extrude
    twist_degrees = (twist_pitch / circumference) * 360;
    difference() {
        // 1. Створення тіла пропелера (Лопаті + Втулка)
        union() {
            // Витягування 2D форми з поворотом (створення гвинтової поверхні)
            linear_extrude(height = prop_height, twist = twist_degrees, convexity = 2) {
                generate_blades_layout_2d(
                    count           = num_blades,
                    h               = prop_height,
                    len             = loop_length,
                    wid             = loop_width,
                    thk             = profile_thick,
                    eccentricity    = hole_eccentricity,
                    // Визначаємо напрямок обертання (1 або -1) на основі кута атаки
                    rot_direction   = attack_angle > 0 ? 1 : -1,
                    rad_offset      = radial_offset,
                    // Конвертація текстового параметра trim_mode в число
                    trim_logic      = (trim_mode == "PREV") ? 1 :
                                      (trim_mode == "NEXT") ? -1 : 0
                );
            }
            // Додавання циліндра втулки
            cylinder(d = hub_diameter, h = hub_height);
```

Рисунок 2.6 – Перша частина лістингу коду генерації тороїдальних пропелерів

```
        }
        // 2. Вирізання отворів (Вал та пази)
        translate([0, 0, -OVERLAP_EPSILON]) {
            // Отвір під вал
            cylinder(d = shaft_diameter, h = hub_height + 2 * OVERLAP_EPSILON);
            // Додатковий виріз (якщо задані розміри)
            if (notch_diameter > 0 && notch_height > 0) {
                cylinder(d = notch_diameter, h = notch_height + OVERLAP_EPSILON);
            }
        }
    }
}
// Модуль, що розміщує всі 2D профілі лопатей по колу
module generate_blades_layout_2d(count, h, len, wid, thk, eccentricity, rot_direction, rad_offset, trim_logic){
    // Цикл для створення кожної лопаті
    for(i = [0 : count - 1]){
        difference(){
            rotate([0, 0, i * (360 / count)]) {
                translate([rad_offset, 0, 0])
                single_blade_profile_2d(
                    len = len,
                    wid = wid,
                    thk = thk,
                    eccentricity = eccentricity
                );
            }
            neighbor_offset = rot_direction * trim_logic;
            rotate([0, 0, (i + neighbor_offset) * (360 / count)])
                translate([len/2 + eccentricity + rad_offset, 0, 0])
                    // Масштабування вирізу, щоб він відповідав внутрішньому контуру
                    scale([1, (wid - thk) / (len - thk)])
                    circle(d = len - thk);
        }
    }
}
// Модуль, що малює один 2D профіль лопаті (еліптичне кільце)
module single_blade_profile_2d(len, wid, thk, eccentricity){
    difference(){
        // Зовнішній контур (еліпс)
        translate([len/2, 0, 0])
            scale([1, wid/len])
            circle(d = len);
        // Внутрішній контур (отвір), зміщений на eccentricity
        translate([len/2 + eccentricity, 0, 0])
            scale([1, (wid - thk) / (len - thk)])
            circle(d = len - thk);
    }
}

// Виклик пропелера
toroidal_propeller();
```

Рисунок 2.7 – Друга частина лістингу коду генерації тороїдальних пропелерів

2.3. Підсистема генеративного дизайну (Fusion 360)

Для проектування силових конструкцій (рам дронів) використовується підхід оптимізації топології. Класичний підхід проектування (CAD) побудований на інтуїції інженера, звертається до креслярської дошки та перевіряє, чи є щось достатньо міцним (CAE). Генеративне проектування перетворює цей процес: інженер встановлює обмеження та навантаження, а система знаходить оптимальну форму.

2.3.1. Критика обмежень класичних топологій

Для наукового обґрунтування необхідності переходу до генеративного проектування було проведено вичерпне дослідження типового представника класу "Long Range" - класичної 10-дюймової рами дрона (див. рис. 2.8) з "шарів", виготовлених з вуглецевих пластин традиційним способом.

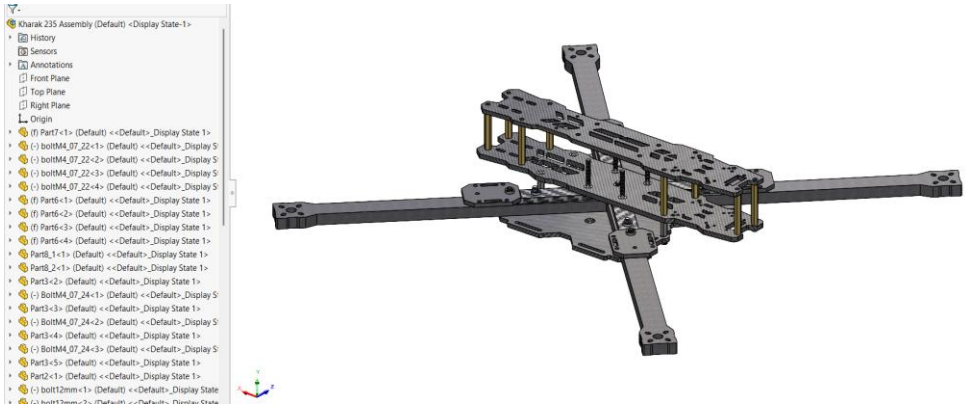


Рисунок 2.8 – Змодельована рама 10 – дюймового дрону в SolidWorks

Ланцюг CAD-CAM-CNC використовується класичним способом для побудови подібної рами. Досвід показує, що моделювання та підготовка до виробництва навіть досить простої геометрії "Deadcat" займає кілька робочих днів у кваліфікованого інженера. Будь-яка помилка, яка трапляється після фрезерування (наприклад, невідповідність посадкових отворів для вашого нового двигуна або неочікувана зміна гвинта), змушує вас повторювати цикли з першого кроку :

1. Редагування креслень;

2. Створення нового коду для фрезерувального обладнання;

3. Закупівля матеріалу;

4. Фрезерування рами.

Фрезерування - це процес видалення матеріалу. При виготовленні ажурної рами коефіцієнт використання матеріалу рідко перевищує 40-50%: решта дорогого композиту перетворюється на стружку. Це робить такий процес неекономічним для оптимізованих форм складної геометрії.

Вуглецева балка являє собою суцільну прямокутну консоль з поперечним перерізом. Такі рами мають форму плоского листа товщиною h=4-6 мм та шириною b=10-15 мм. Основним недоліком такої геометрії є дуже низька ефективність матеріалу для опору крученню:

$$I_x = \frac{b \cdot h^3}{12}.$$

Формула 2.3 – Момент інерції прямокутного перерізу

Оскільки товщина листа (h) обмежена технологічними умовами (товстостінні листи важкі та дорогі), обмежена також жорсткість на згин у вертикальній площині. «Але цього ж не можна сказати», що стосовно полярного моменту інерції, який чинить опір крученню, плоска пластина не є ефективним елементом при навантаженні крутним моментом. Під час жорстких маневрів реактивний крутний момент двигуна намагається «викрутити» балку. Оскільки пластина тонка, вона деформується, так, що вектор тяги двигуна змінюється, що призводить до нестабільності керування.

Найбільш зловісним недоліком планарної топології є вібраційна реакція. Власна частота коливань балки (ω_n) розподілена прямо пропорційно квадратному кореню з жорсткості (k) та обернено пропорційно масі (m):

$$\omega_n \propto \sqrt{\frac{k}{m}}.$$

Формула 2.4 – Залежність жорсткості до маси

Тому через недостатню жорсткість плоских балок їхня перша власна мода часто потрапляє в область низьких частот (50–150 Гц). Швидкість роботи двигунів дронів 10 дюймів (при 600–900 кВ) безпосередньо в цьому діапазоні становить 100–200 Гц. Це створює умови для механічного резонансу: власна частота коливань двигуна додається до рами, і виникає лавиноподібне збільшення амплітуди коливань або осциляції.

Гіроскоп контролера польоту вважає, що коливання є фактичними рухами дрона. Алгоритм PID намагається нейтралізувати їх, командуючи двигунами в іншому напрямку. Це призводить до нагрівання та коливання двигунів, а також до сумнозвісного "желейного" вигляду на відео, що робить квадрокоптер непридатним для польотів, далеких місій або зйомок.

Аналіз показує, що ресурси, що витрачаються на оптимізацію на основі традиційної техніки (різання плоского листа), вичерпуються. Додавання товщини до вуглецевого волокна або робить раму занадто важкою, або змінює ширину балки, що погіршує аеродинаміку (тінь потоку).

Рішення полягає в переході від 2,5D геометрії до повністю об'ємних 3D. Завдяки використанню "органічних" біонічних форм можна розподілити матеріал якомога далі від нейтральної осі перерізу, тобто створення трубчастого або I-подібного профілю), що кубічно збільшує інерцію без додавання надлишкової ваги. Також можна створити змінні перерізи, де товщина відповідає діаграмі навантаження (створити раму, яка товще біля кореня та тонша біля двигуна) та перемістивши власні частоти в область 300 Гц, де програмна фільтрація достатньо ефективна.

2.3.2. Налаштування простору проектування

Метод кріплення проілюстровано на прикладі розробки рами для 4-дюймового квадрокоптера. У просторі, в програмному середовищі AutoDesk Fusion 360, є три типи геометрії:

1. Збережена геометрія (див. рис. 2.10): це поверхні інтерфейсу дрона. Вони виконують роль «якорів», на яких алгоритм «розміщуватиме» матеріал, не задіваючи ці зони.

В ці зони входять:

- Силова група: 4 циліндри з отворами 12х12 мм (1404 кріплення двигуна);
- Електроніка (Стек): Проміжна пластина з отворами 20х20 мм;
- FPV камера: Отвори M2 * 6 для стандартної камери класу Micro(19 мм);
- Передавач відео (VTX): прямокутник 20х15 мм з 10 мм зверху та 5 мм з боків для забезпечення достатнього потоку повітря для охолодження;
- Антена передавача відео: циліндр діаметром 7 мм з нахилом 45° та довжиною 5 мм;
- Приймальна антена: прямокутник з 4 прорізами (2 х 3 мм) для стяжок.

2. Геометрія перешкод (див. рис. 2.9): так звані «заборонені зони».В них входять:

- Аеродинамічна зона: циліндри діаметром 4 дюйми навколо двигунів з зазором 5 мм. Це означає, що сформована рама НЕ заважатиме пропелерам.
- Зона акумулятора: паралелепіпіпед, що відповідає розміру акумулятора 4S 850 мАг.



Рисунок 2.9 – Геометрія перешкод



Рисунок 2.10 – Збережена геометрія

2.3.3. Математичне моделювання навантажень

Напруження на кожній ітерації обчислюється за допомогою методу скінченних елементів. Достовірність рішення залежить від точності заданих граничних умов. Встановлено три сценарії навантаження:

Випадок 1: Вертикальний зліт з перевантаженням. Моделює різкий ривок газу.

Маса дрона: m=0,25 кг.

Максимальне перевантаження: 10G.

Загальна сила тяги, $F_{\text{газ}}$= 25 Н.

Граничними умовами будуть: Центральна частина (збережена геометрія стеку) закріплена, а сила 6,25 Н на двигун кріпиться вгору.

Випадок 2: Тестова траса робить різкий поворот до курсу (рискання). Момент реакції, викликаний пропелером, намагається провернути балку.

Момент: M_z = 0,15 Н·м.

До діаметрально протилежних отворів для кріплення двигуна прикладається кілька сил.

Сценарій 3: Ударне навантаження. Найважчий режим. Моделювання зіткнення з перешкодою на швидкості 50 км/год.

Сила удару: $F_{\text{удару}} \approx 500$ Н (отримано з імпульсу до часу зупинки 0,01 с).

Напрямок: 45° до передньої частини балок.

2.3.4. Обмеження виробництва та синтез форми

Для забезпечення можливості друку на FDM-принтері в налаштуваннях "Manufacturing" обрано метод Additive:

Кут нависання: 45°.

Мінімальна товщина: 3 мм.

Матеріал: PA12-C.

Результат генерації: Після 25 ітерацій інструмент створив біонічну структуру. Рама має змінний поперечний переріз променів, що наближаються до кореня жала. Промені товстіші та утворюють фермоподібну структуру, а промені біля двигунів тонші. Така топологія розподіляє навантаження рівномірніше.

На рисунку 2.11 зображено згенеровану біонічну раму.



Рисунок 2.11 – Згенерована рама за усіма параметрами наведеними вище

2.4. Особливості технологічної підготовки виробництва (CAM / Slicing)

Останнім етапом роботи системи є етап технологічної підготовки виробництва. У контексті адитивного виробництва процес нарізання є досить оманливим, бо схоже що перетворюється геометрія об’єкту на траєкторії руху принтеру. Тим не менш, у випадку важко навантаженої конструкції, слайсер є засобом для проектування природи (фізичної та механічної) матеріалу.

У цій роботі створення G-коду відбувається за допомогою програмного інструменту Bambu Studio з модулем фізичного моделювання Helio Additive. Процес також базується на типах деталей. Метод нарізання для аеродинамічних поверхонь (пропелерів) значно відрізняється від методу для силових елементів (рам).

2.4.1. Стратегія слайсингу аеродинамічних рушіїв (Пропелерів)

Геометрична точність профілю та низька шорсткість поверхні є ключовими характеристиками якості тороїдальних пропелерів з карбоно-вмістким пластиком у процесі виробництва пропелера. Усі артефакти друку (переливи, шви, візерунки

вібрації) сприяють турбулентності пограничного шару, що знижує ефективність пропелера та акустичну прихованість[21].

Модель, яку я експортував з OpenSCAD ($fn=100), має надзвичайно високу роздільну здатність, але зрештою це все ще тисячі пласких трикутників. За допомогою стандартного слайсера ви отримуєте траєкторію ламаної лінії (серія команд G1), яка викликає мікровібрації друкуючої головки. Програмне забезпечення реалізує алгоритм Arc Fitting (також доступний у Bambu studio), який перетворює набір коротких сегментів на математичні дуги (команди G2/G3). Результатом є зменшення G-коду на 60…70% команд, що забезпечує плавний рух екструдера без затримок та створення хвилясто-пористої та глянцевої поверхні лопаті.

Нижче наведено детальний розбір різниці між Полігональною апроксимацією (стандартний підхід) та Arc Fitting (використання дуг), зокрема, друк складних аеродинамічних форм, як показано в таблиці 2.1 нижче:

Полігональна апроксимація: Це типовий спосіб, яким більшість слайсерів обробляють 3D-моделі (і особливо моделі у форматі STL).

Кожна крива лінія розбивається на сотні або тисячі маленьких прямих. Принтер отримує команду G1 (лінійний рух) для кожної з цих ліній. Сопло танцює «зигзагами» або короткими прямими лініями, змінюючи напрямок так часто, що це фактично відбувається на мікрорівні. Навіть якщо модель виглядає круглою на екрані, на поверхні пропелера можна побачити «грані» — вертикальні смуги або кутастість.

Одна з проблем полягає в тому, що принтер намагається прискорюватися та сповільнюватися на кожній мікролінії (резонанс). Якщо це забагато, 32-бітний процесор принтера може не мати достатньо часу для виконання команд, і головка зупиняється через затримку обробки команди, створюючи дефекти (пухирці) на поверхні. Це надзвичайно важливо для пропелера: фасетована поверхня лише призведе до непотрібної турбулентності та знизить загальну ефективність.

Новіша методологія оптимізації g-коду (зазвичай представлена у вигляді плагіна Arc Welder або вбудованої функції в Orca Slicer/PrusaSlicer/Bambu Studio).

Процедура досліджує коротку послідовність прямих ліній (G1), і якщо вони створюють дугу, верстат замінює її командою руху по одній дузі (G2 або G3). Сопло описує математичну криву без проміжків та раптових змін напрямку руху. Поверхня гладка, глянсова та не має країв.

Переваги:

- Плавність: Рух головки стає плавним, зникають мікровібрації;
- Зменшення розміру файлу: замість 1000 рядків коду для одного кола потрібно лише 4 (лише 1 за спрощених обставин);
- Швидкість: принтер може підтримувати вищу стабільну швидкість під час повороту.

Таблиця 2.1

Порівняння Полігональної апроксимації та Arc Fitting

Характеристика	**Полігональна апроксимація (G1)**	**Arc Fitting (G2/G3)**
Команди G-коду	Тільки лінійні (G1)	Дугові (G2, G3) + Лінійні
Навантаження на ЦП	Високе (багато команд/сек)	Низьке
Якість поверхні	Гранчаста, можливі артефакти	Гладка, чиста
Вплив на пропелер	Зниження ККД, шум	Краща аеродинаміка, тихіша робота
Розмір G-code файлу	Великий (МБ)	Компактний (КБ)

Технологічний шов є початковою та кінцевою точками шару. У випадку пропелерів автоматичне розташування швів забороняється, оскільки шви створюють дизбаланс лопастей, що приводить до нестабільності в польоті.

Вирішення цієї проблеми полягає в використані функції "Aligned Seam" з ручним малюванням області шва на кромці лопаті, що тягнеться. У найтоншій частині аеропрофілю відкривається цей шов, що якомога менше впливає на аеродинаміку, оскільки в будь-якому випадку в цій зоні відбувається зменшення потоку повітря.

У лопатях пропелера кут падіння відносно горизонтальної поверхні невеликий. Під час друку зі звичайною товщиною шару 0,2 мм спостерігається значний «ступінчастий ефект», подібний до використання наждачного паперу на повітряному потоці. Для згладження поверхні використовується адаптивний шар: у області маточини він становить 0,2 мм (для швидкості) та має плавне зменшення до 0,08 мм в області лопатей. Це призводить до значення шорсткості поверхні, подібного до значення литих аналогів (Ra≈6−10 мкм). Зразок адаптивного шару проілюстровано на рисунку 2.12.

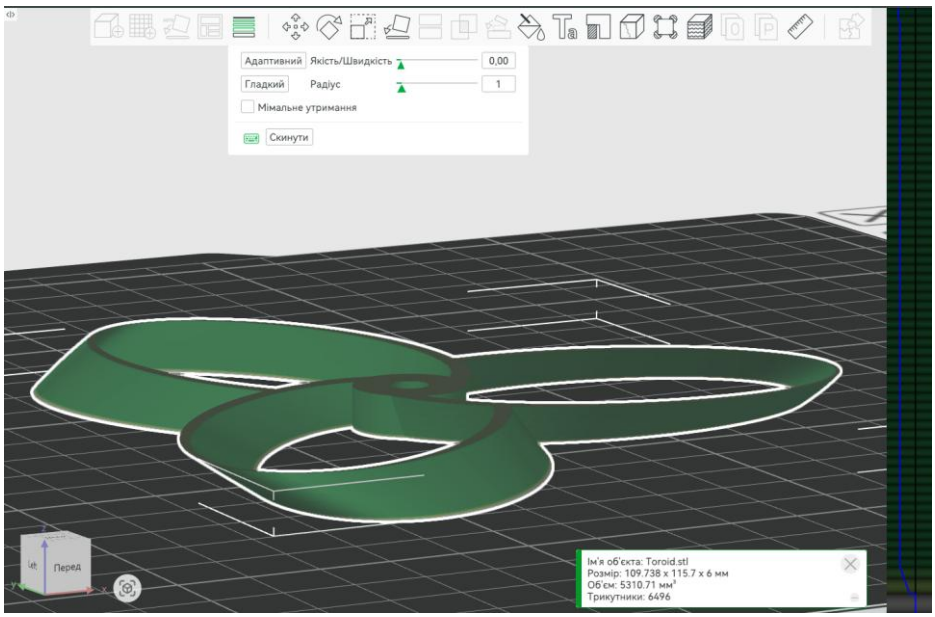


Рисунок 2.12 – Налаштування адаптивної висоти слою

Кінчик тороїдального пропелера має тонкий поперечний переріз. Час друку для одного шару в цій області становить <2 с. Це призводить до плавлення полікарбонату без компенсації. У цих зонах алгоритм зрізання автоматично знижує швидкість друку до 20 мм/с та збільшує потужність обдування до 80%, одночасно обдуваючи ці області для затвердіння матеріалу.

2.4.2. Стратегія слайсингу силових конструкцій (Рам)

У випадку каркасів з нейлону (PA12-CF), наповненого вуглецем, відповідними критеріями є мінімальна вага та максимальна вантажопідйомність, жорсткість та стійкість до втоми. Естетичні якості є вторинними.

PA-CF – це композит з короткими волокнами, і його міцність PA-CF залежить від орієнтації волокон вздовж вектора навантаження. Волокна орієнтовані вздовж

напрямку руху сопла під час екструзії. Рекомендаціями що до друку, є використання 6 стінок замість стандартних 2 стінок (рис. 2.13). Таким чином, балка по суті перетворюється на пучок композитної структури «канатів» – канатів/кабелів [22]. Це підвищує міцність на згин у 2-3 рази порівняно зі звичайним заповненням, крім того, що навантаження відчуваються безперервними периметрами, а не переривчастим заповненням.

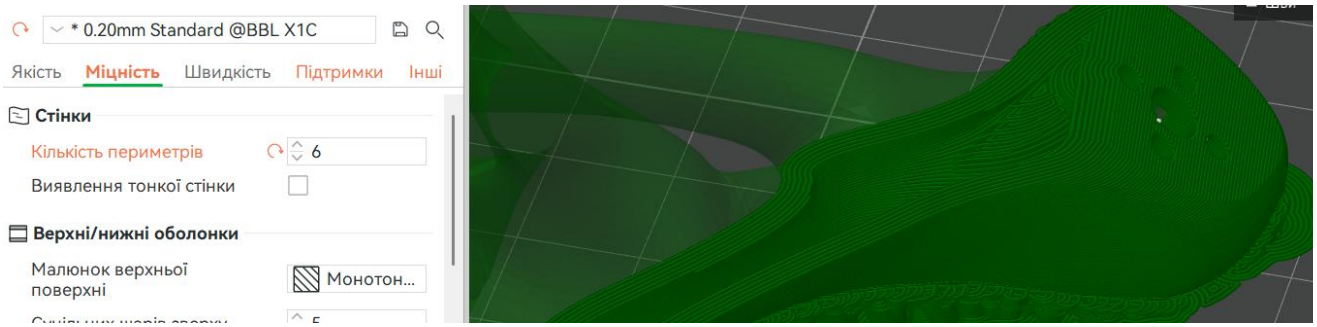


Рисунок 2.13 – 6 контурних периметрів, що формують силовий каркас променя

Для найкращої міцності було використано інструмент локального модифікатора (див. рис. 2.14). Це дозволяє створювати деталь зі змінною щільністю – функціонально-градієнтний матеріал.

Зона А (кріплення двигуна). Створюємо модифікатор циліндра. Параметри: Заповнення: 100% (суцільне). Це запобігає деформації пластику під час затягування гвинтів, а також служить радіатором для статора двигуна.

Зона Б (зона балки), Основна частина деталі. Параметри: Заповнення: 30% (гіроїд). Гіроїд не має спрямованості та найкраще поглинає енергію удару.

Рама завжди розташовується паралельно столу (горизонтально, тобто паралельно столу XY). Це дозволить шарам працювати під натягом-стисканням, а не шляхом розшарування (розшарування), що є поширеною проблемою при FDM-друку. Ми розмістили раму під кутом 45° відносно столу, щоб максимізувати анізотропію моделі. Приклад розкладання рами на столі показано на рисунку 2.15

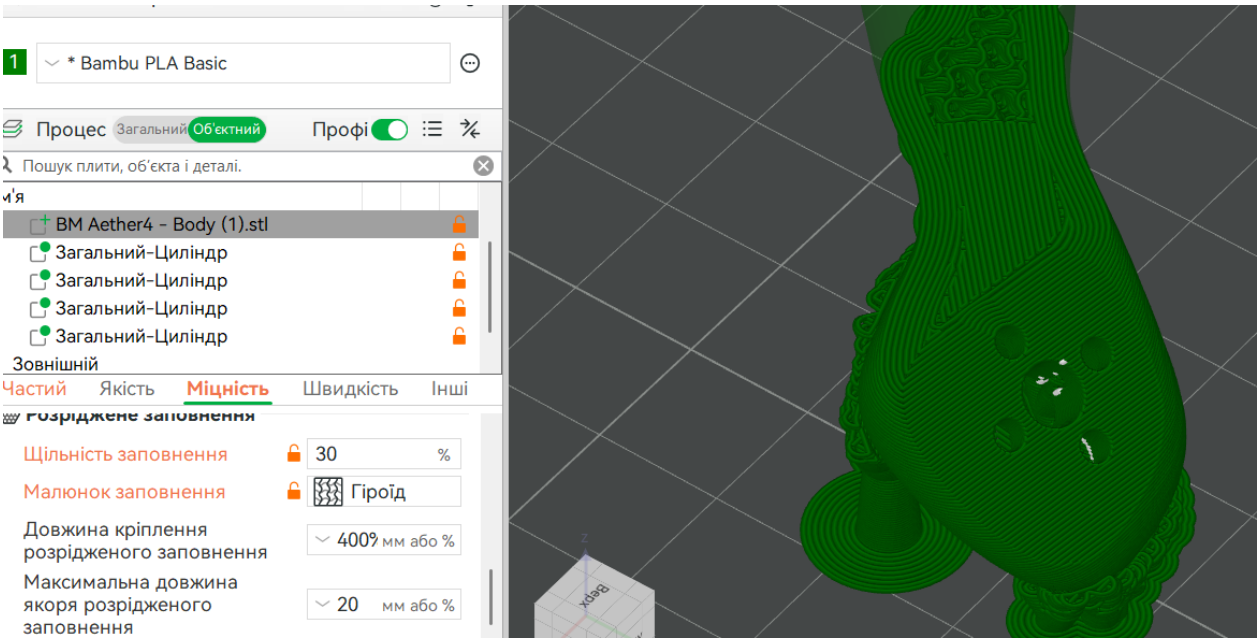


Рисунок 2.14 - Використання Modifier Mesh: перехід від суцільної структури (кріплення мотора) до ґратчастої (промінь)

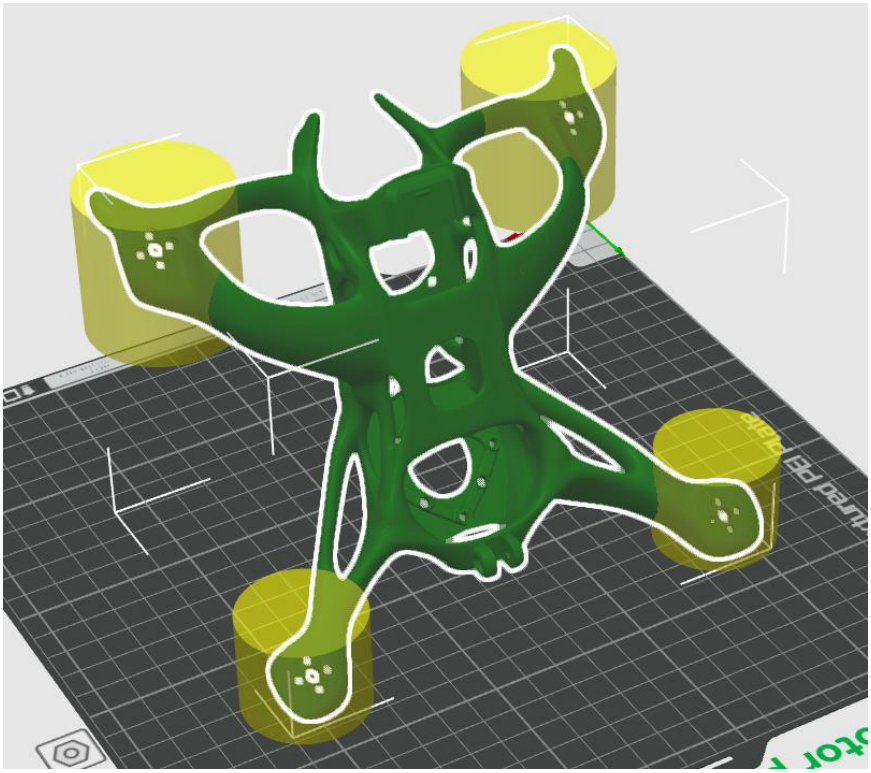


Рисунок 2.15 – Орієнтація моделі під 45° градусів відносно столу.

Для композитів PA-CF з відносно високою в'язкістю параметр подачі тиску є ключовим параметром процесу. Це повністю запобігає накопиченню пластику в гострих кутах рами. Точні кути дозволяють щільно компонувати деталі без додаткової механічної обробки.

2.4.3. Фізично-обгрунтована симуляція процесу (Helio Additive)

Однією з основних проблем, пов'язаних з адитивним виробництвом навантажених аерокосмічних конструкцій, є неможливість візуально контролювати структуру внутрішньої деталі під час виготовлення. Традиційний метод "друк - тест - руйнування - друк" сам по собі є дорогим і трудомістким. Модуль Helio Additive (Helio Engine) (див. рис. 2.16), що входить до супровідної системи, реалізує можливість, що ви зможете перейти до парадигми "якість з першого разу".

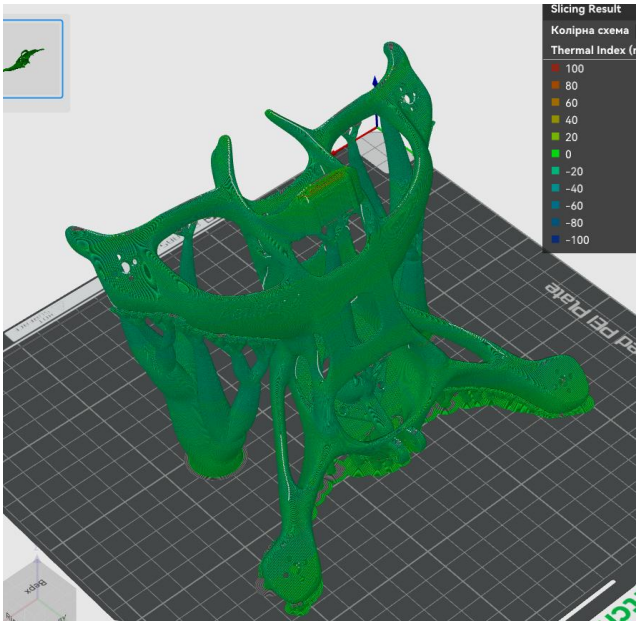


Рисунок 2.16 – Температурна мапа після симуляції за допомогою Helio Additive

Натомість, Helio Additive працює не лише з геометрією (як традиційні слайсери), але й з фізичною моделлю з вокселів. Програмне забезпечення обробляє згенерований G-код і визначає термодинамічний стан кожного сегмента нитки в момент екструзії та подальшого охолодження [23].

Розрахунок виконується за теорією рептації полімерів. Згідно з цією теорією, міцність зварного шва на межі розподілу шарів визначається глибиною взаємодифузії в молекулярних ланцюгах полімеру на контактній межі. Це, у свою чергу, описується рівнянням, в якому важливу роль відіграє час, протягом якого матеріал залишається в'язко-рідким:

$$D_h(t) = \int_0^t \frac{1}{\tau_\omega(T(t))}\,dt,$$

Формула 2.5 – Рівняння взаємодифузії в молекулярних ланцюгах полімерів

де D_h – ступінь загоєння, а τ_ω – час релаксації, який експоненціально залежить від T.

Міцний зв'язок утворюється лише тоді, коли температура контакту підвищується вище температури кристалізації (T_c) протягом достатнього часу ($t_{\text{зв'язку}}$). Якщо час контакту занадто короткий (стан гартування), шари не «зварюються», а просто «склеюються», що призведе до розшарування шарів під тиском.

Моделювання процесу друку каркаса дрона, надрукованого з PETG-CF, виявило дві суперечливі проблеми, які неможливо вирішити за допомогою глобальних параметрів зрізу [24]:

1. Проблема перегріву: під час друку тонких вертикальних деталей (стійки кріплення антени, тонкі стінки) час проходження шару малий (< 2 с). Температура основи залишається трохи прохолодною після формування попереднього шару, а наступний шар наноситься на поверхню перегрітої основи. Моделювання підтвердило, що для стандартної швидкості 200 мм/с, у цих областях температура не нижча за склування (T), що викликає деформацію/плаваючу частину.

2. Проблема "холодного" шва. Дві масивні частини каркаса (нижня частина балок) містять велику кількість матеріалу, і при застосуванні активного обдування вони охолоджуються занадто швидко. Оскільки температура падає нижче вікна кристалізації до того, як може відбутися дифузія, міцність втрачається вздовж напрямку Z.

За результатами моделювання, Helio Additive адаптивно переглядає G-код за спеціалізованим алгоритмом для кожної частини траєкторії:

1. Динамічне керування швидкістю: Логіка мінімального часу шару використовується для гарячих областей охолодження. Швидкість друку

знижується (до 10-20 мм/с) лише в тих областях моделі, де прогнозується виділення тепла, і природна конвекція може охолодити деталь.

2. Температурна компенсація: У енергетичних зонах рами, де було виявлено ризик «холодного шва», температуру екструзії динамічно збільшували на +5°C (до 260°C). Це, за оцінками розрахункових даних, призвело до зниження в'язкості розплаву та збільшення розрахункової глибини проникнення на 15 відсотків з відповідно вищою ударною в'язкістю лиття.

2.5. Методологія постобробки, термічної стабілізації та складання прототипів

3D-принтер не є кінцем процесу адитивного виробництва. Для напівкристалічного полімеру (PA12-CF) або полікарбонату (PC) як критичного матеріалу для елементів БПЛА, етап постобробки є важливим елементом для досягнення проектних специфікацій з точки зору міцності та геометричної стабільності. У запропонованій системі цей етап оформлений та стандартизований.

2.5.1. Термічна стабілізація композитних структур

Компоненти, надруковані з вуглецево-наповненого поліаміду (PA-CF), знаходяться в метастабільному стані після охолодження на столі принтера. Під час швидкого охолодження навколо друку (>10°C/c) кристалічна решітка полімеру не має можливості повністю сформуватись. Ступінь кристалічності «сирої» частини зазвичай не перевищує 15-20%, тоді як для PA12 теоретично це від 40 до 50% [24].

Це призводить до двох проблем. При нагріванні двигуном до 60−70°C він може місцями розм'якшуватися (склування аморфної фази). Після кількох тижнів роботи може виникнути деформація рами внаслідок залишкових термічних напружень (релаксація напружень). Система використовує процес відпалу для вирішення цих проблем. Для рам PA12-CF було встановлено три етапну послідовність термічної обробки:

1. Нагрівання: лінійне нарощування температури зі швидкістю 2°C/хв від 25 до 100°C. Для однорідного нагрівання товстих і тонких зрізів рами гладкість має вирішальне значення.

2. Витримування: підтримка температури 100°C протягом 4-6 годин. Вище T_q (склування) ця температура достатньо велика, щоб дозволити реорганізацію полімерних ланцюгів у кристаліти, але значно нижча за температуру плавлення ($T_{\text{плавління}}$), щоб зберегти форму деталі.

3. Охолодження: Повільно охолоджуйте зразок за допомогою печі (близько 1°C/хв) до кімнатної температури. Це робиться для того, щоб уникнути виникнення нових термічних напружень. Матеріал ущільнюється під час кристалізації, що призводить до усадки. Для PA-CF він анізотропний. У напрямках X/Y (напрямок волокон): 0,2 - 0,4%. По осі Z (вздовж волокон): 0,5 -1,0% (мінімум, через вагу деталі). У системі підготовки виробництва (Bambu Studio) введено масштабний коефіцієнт моделі, що дорівнює S_{xy} = 100.4% та S_z = 100.0%, щоб після відпалу елемент мав номінальний розмір.

2.5.2. Технології інтеграції різьбових з'єднань

Різьбові з'єднання є одною з проблем пластикових рам. Вібрації від дронів класу FPV присутні на багатьох різних частотах. Оскільки пластик «тече» під навантаженням, вкручування металевих гвинтів безпосередньо в нього неприйнятне, оскільки він послаблюється при затягуванні. Якщо розкручувати його достатньо разів, різьба в пластиці пошкоджується.

Представлений прототип забезпечив стандартизовану процедуру термічного сплавлення різьбових вставок (див. 2.17). На латунних вставках є різноспрямовані виїмки. Вставка нагрівається паяльником до температури плавлення пластику (260°C для PA-CF) і вставляється в попередньо надрукований отвір. Пластик тече в пази вставки та охолоджується, утворюючи міцне з'єднання.

Для надійності діаметр отвору вставки $D_{\text{дірка}}$ в OpenSCAD (Fusion 360) визначається, як зазначено вище, за емпіричною формулою:

$$D_{\text{дірка}} = D_{\text{вставка}} - 0.15 \text{ мм},$$

Формула 2.6 – Емпіричне вирахування потрібних розмірів під латунні вставки

де $D_{\text{вставка}}$ – це зовнішній діаметр вставки. Це потрібно для забезпечення об’ємного резерву розплавленого пластику для заміни включень.

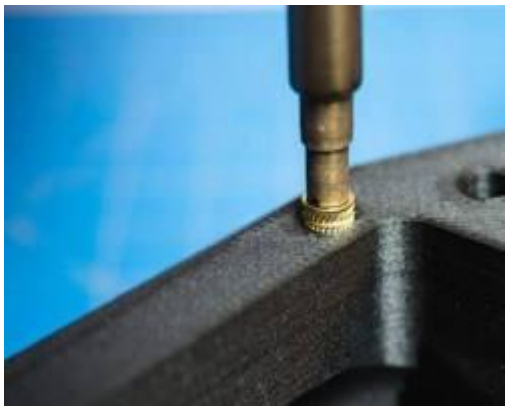


Рисунок 2.17 – Вплавлення латунної гайки в готовий виріб

2.5.3. Аеродинамічна та масова балансувальна обробка

Для аеродинамічних пропелерів, виготовлених на FDM-принтері, передтестовим етапом є вирівнювання та балансування поверхневої сітки. Навіть для дугового фітингу поверхня має мікрорельєф у шарах, що забезпечує турбулентність.

1. Хімічне та механічне згладжування: Полікарбонат (PC) та ABS можна хімічно полірувати парами розчинника (ацетон для ABS, етилацетат для PLA/PC). Але такий підхід призводить до неконтрольованої зміни геометрії. Тому система використовує мокре шліфування абразивом розміром зерен P400-P800. Це дозволяє зменшити висоту гребенів шару з 50 мкм до 5-10 мкм без порушення профілю лопаті.

2. Статична та динамічна рівновага: Надрукований пропелер має бути розбалансований через нерівномірне заповнення. Пропелер кріпиться до магнітного балансира. Шар матеріалу знімається (шліфується) на важчій лопаті або шар ціаноакрилатного клею чи прозорого лаку додається на легшу лопатку.

Пропелер також має бути закріплений під час балансування. Залишковий дисбаланс не повинен перевищувати U_{per} = 0.5 г·мм.

$$U = m_{\text{розбалансована}} \cdot r$$

Формула 2.7 – Балансування пропелера

де $m_{\text{розбалансована}}$ – незбалансована маса, r - радіус її розташування.

2.5.4. Контроль якості та інтеграція компонентів

Контроль якості виготовлених деталей проводиться перед складанням прототипу. Список контрольних параметрів:

- Вага: різниця між фактичною вагою та розрахунковою (у Fusion 360) не повинна перевищувати ±5%. Вище значення означає надмірне наплавлення пластику, а нижче – недостатнє екструдування та погану внутрішню структуру.
- Геометричний контроль: Перевірка площинності монтажних поверхонь для двигунів. Кривизна балки є великою проблемою, оскільки вона сильно навантажує систему стабілізації контролера польоту.
- Розшарування: Згинання для випробування з застосуванням навантаження (близько 30% від міцності на розрив) до балок рами. Типова тріщина в деталі свідчить про погане спікання між шарами – ця деталь бракована.

Інтеграція електроніки: Впевнено виконана завдяки «цифровому двійнику» на етапі вхідних даних (модель 7-дюймового дрона), жодних зіткнень на етапі складання. Стек (FC+ESC) монтується з надрукованими демпферами TPU чи з заводськими прокладками. Камера інтегрована в гнучкі щоки TPU або тверді щоки PA-CF (Reparoches) для кращої вібророзв’язки. Двигуни встановлені у латуні вставки, оскільки навіть армований пластик схильний до мікровібрацій.

РОЗДІЛ 3 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА АПРОБАЦІЯ ТА КОМПЛЕКСНИЙ АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ СИСТЕМИ

3.1. Методологія, планування та матеріально-технічне забезпечення експериментальних досліджень

Третій розділ спрямований на експериментальне підтвердження науково-технічного припущення, на якому розроблена гібридна система проектування. Згідно з цим припущенням, вважається, що інтеграція процедурного моделювання аеродинамічних поверхонь з генеративним проектуванням силових елементів та використанням адитивних технологій дозволяє створювати функціональні прототипи БПЛА. Водночас їхні техніко-тактичні характеристики (ТТХ) не тільки не гірші за показники серійних виробів традиційної технології, але й можуть навіть перевершувати їх за деякими параметрами, зокрема такими як вібростійкість та значення аудіовидимості.

3.1.1. Постановка задач та планування експерименту

Для отримання об'єктивних та відтворюваних результатів експериментальний розділ розроблено на основі порівняльного методу. Вся робота розділена на два незалежні, хоча й пов’язані експерименти, що відповідають двом технологічним гілкам розробленої системи.

Етап 1: Аеродинамічні дослідження (Експеримент № 1)

Об’єкт дослідження: Процедурно згенеровані тороїдальні пропелери в OpenSCAD.

Мета експерименту: Вплив геометричної форми та технології виробництва на характеристики тяги, енергії та шуму.

Незалежні змінні: Швидкість обертання двигуна (n, об/хв), кут атаки лопаті, тип матеріалу.

Вихідні змінні (залежні змінні): Тяга (F, г), Електрична потужність (P, Вт), Ефективність (E, г/Вт) та Рівень звукового тиску (L_p, дБ).

$$E = \frac{F}{P}.$$

Формула 3.1 – Визначення ефективність моторної групи

Етап 2: Аналіз динаміки та структури (Експеримент № 2)

Об’єкт дослідження: Генеративна рама 4-дюймового дрона (Fusion 360 Generative Design).

Мета експерименту: Вплив матеріалу (PETG-CF) та внутрішньої структури на вібраційну реакцію системи та механічний опір.

Вихідні результати: PSD шуму, амплітудно-частотні характеристики та ударні напруження.

3.1.2. Характеристика об'єктів дослідження та контрольних груп

Для забезпечення релевантності результатів, порівняння проводилося з стандартами індустрії FPV-дронів (див. таблицю 3.1 та 3.2). Візуальні порівняння можна побачити на рисунках 3.1 та 3.2

Таблиця 3.1

Порівняння експериментального зразка та еталону пропелерів

Група	**Експериментальний зразок**	**Еталонний зразок**
Модель:	Toroidal 7040-3 (PETG-CF)	Gemfan Hurricane 71466-3
Генератор/Виробник	OpenSCAD Script v2.4	Gemfan Hobby Co.
Матеріал:	PETG-CF	Nylon-CF
Технологія:	FDM (Bambu Lab P1S)	Лиття під тиском (Injection Molding)
Вага	4.9 ± 0.1 г	4.2 ± 0.05 г



Рисунок 3.1 – Ліворуч - експериментальний зразок пропелера. Праворуч – еталонний зразок пропелера

Таблиця 3.2

Порівняння експериментального зразка та еталону FPV рам

Група	**Експериментальний зразок**	**Еталонний зразок**
Модель:	BM Aether 4 (PETG-CF)	Mark4 V2
Генератор/Виробник	Fusion 360 Generative Design	GepRC Co.
Матеріал:	PETG-CF	Carbon Fiber 3K (T300)
Технологія:	FDM (Bambu Lab P1S)	ЧПК фрезерування
Вага	115 г	145 г



Рисунок 3.2 – Ліворуч – експериментальний зразок рами. Праворуч – еталонний зразок рами

3.1.3. Опис лабораторного стендового обладнання

Для отримання точної інформації було використано спеціальний вимірювальний комплекс.

Динамометр Mayatech MT5 (див. рис. 3.3).

Двигун розміщено на ковзній платформі, підключеній до тензодатчика. Крутний момент вимірюється незалежним датчиком для компенсації тертя. Точність вимірювання становить ±0,5% для тяги двигунів до 5 кг. Вбудований струмовий шунт дозволяє вимірювати максимум 40 А та максимальну напругу 35 В з частотою дискретизації 50 Гц. Скрипти автоматизації допомагають створювати стандартизовані та відтворювані профілі випробувань (наприклад, "Step Test" або "Ramp Test"), виключаючи людський фактор при керуванні газом [25].



Рисунок 3.3 - Mayatech MT5



Рисунок 3.4 - UNI-T UT353

Шумомір: UNI-T UT353 (рис. 3.4).

Діапазон вимірювань від 30 до 130 дБ, діапазон частот (від 31,5 Гц до 8 кГц). Був застосований фільтр з вагою А (дБА), оскільки людське вухо оцінює звук за цим показником. Вимірювальний мікрофон Behringer ECM8000 підключено до аудіоінтерфейсу Focusrite Scarlett. Для спектрального аналізу використовувалося програмне забезпечення Room EQ Wizard.

Бортова телеметрична система (Blackbox). Під час реєстрації даних льотних випробувань використовувався внутрішній реєстратор даних контролера польоту. Апаратна частина - це мікроконтролер STM32F405 + гіроскоп InvenSense MPU6000 (шина SPI). Частота роботи гіроскопу становила 8 кГц, запис логів відбувався на

частоті 2 кГц. Режим налагодження debug_mode = GYRO_SCALED дозволяє записувати "сирі" дані до застосування будь-яких фільтрів.

3.2. Експеримент №1: Дослідження аеродинамічних та акустичних характеристик тороїдального пропелера

Мета першого кроку — перевірити, чи є якісь реальні переваги від використання процедурного моделювання поверхні.

3.2.1. Технологічні аспекти виготовлення прототипів

Відповідно до перспективного підходу 3D-друку та SCAD-файлу, деякі аеродинамічні тонкощі далеко не очевидні з першого погляду.

Спостерігаючи за поверхнею таких пропелерів, надрукованих за допомогою стандартного G-коду (G1) під мікроскопом, спостерігається чітке нашарування на поверхні. Висота гребенів між сегментами становила 30-40 мікрон. Це призводить до мікротурбулентності в граничному шарі повітря, що розриває ламінарний потік на 30% назад від хорди лопаті. Застосовуючи алгоритм Arc Fitting (G2/G3) та мікрозернистим шліфуванням, нам вдалося зменшити нерівності до 5-10 мікро, що можна порівняти з якістю литих поверхонь ($R_z \approx 3{-}5$ мікрон).

Пропелери, надруковані на 3D-принтері, природно незбалансовані, оскільки внутрішні наповнювачі друкуються нерівномірно. Статичний дисбаланс становив від 0,15 до 0,25 г·см. Щоб усунути дисбаланс, на внутрішню сторону лопаті було нанесено коригувальну масу (прозорий акриловий лак). Потім було проведено балансування за допомогою магнітного стенду, і залишковий дисбаланс склав <0,02 г·см.

На рисунку 3.5 показаний процес нанесення лаку на лопасть для її балансування.



Рисунок 3.5 – Процес нанесення прозорого лаку на поверхню пропелера

Експерименти проводилися в автоматизованому сценарії "Ramp-Up": сигнал керування лінійно зростає від 1000 мкс (0%) до 2000 мкс (100%) протягом 60 секунд. Таким чином, можна отримати неперервну криву характеристики.

Умови експерименту:

- Двигун: T-Motor F1404 3800KV;
- Джерело живлення: Лабораторне джерело живлення 16,0 В (регульоване, імітований 4S Li-Po);
- Температура повітря: 22°C;
- Тиск: 750 мм рт. ст.

Необроблені дані (CSV-файли) фільтрувалися за допомогою фільтра ковзного середнього (Moving Average, вікно 50 зразків) для видалення шуму вимірювання [26]. У таблиці 3.3 наведено ключові зведені показники режиму роботи.

На графіку цієї залежності (рис. 3.6):

$$E = f(F),$$

Формула 3.2 – Залежність ефективності від тяги

точка перетину близько 450 грамів тяги чітко видна. До цієї точки (зона висіння та спокійного польоту) демонструється значна перевага тороїдального гвинта до 12%.

Таблиця 3.3

Порівняльні енергетичні характеристики пропелерів

Режим роботи	**Параметр**	**Еталон (Gemfan 71466)**	**Прототип (Toroidal 7040)**	**Відхилення (Δ)**
100% Газу	Тяга, г	680 ± 5	625 ± 8	-8.1%
	Потужність, Вт	296	260	-12.1%
	Ефективність, г/Вт	2.30	2.40	+4.3%
50% Газу	Тяга, г	240	255	+6.2%
	Потужність, Вт	145	134	-12.6%
	Ефективність, г/Вт	3.50	3.75	+7.1%
Режим висіння	Тяга, г	124	125	+1.2%
	Потужність, Вт	48.7	43.4	-10.9%
	Ефективність, г/Вт	4.10	4.61	+12.4%

До цієї точки (зона висіння та спокійного польоту) демонструється значна перевага тороїдального гвинта до 12%. Закритий профіль лопаті практично перериває прохідне повітря, і в такій ситуації поздовжнє видовження ефективно збільшується. Це зменшення індуктивного опору має значення на низьких швидкостях, де переважає індуктивний опір [27]. Зменшення максимальної тяги (рис. 3.7) на 8,1% можна пояснити зменшенням загальної площі поверхні тороїдального гвинта порівняно з широкими лопатями Gemfan Hurricane. Вищий коефіцієнт опору самого тороїдного профілю також впливає на трансзвукові швидкості лімба (при 30 000 об/хв лімб рухається приблизно зі швидкістю 200 м/с, що відповідає числу Маха 0,6).

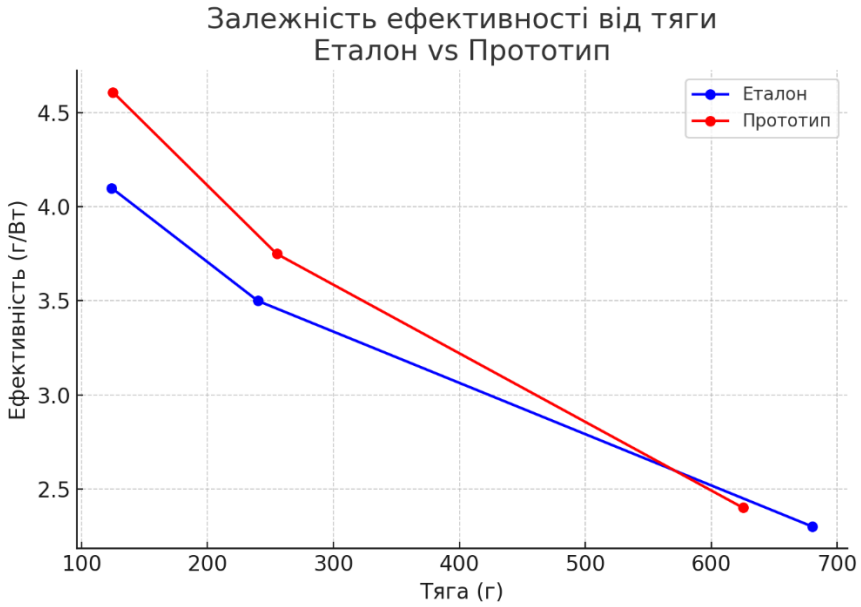


Рисунок 3.6 – Графік залежності Ефективності (г/Вт) від Тяги (г).

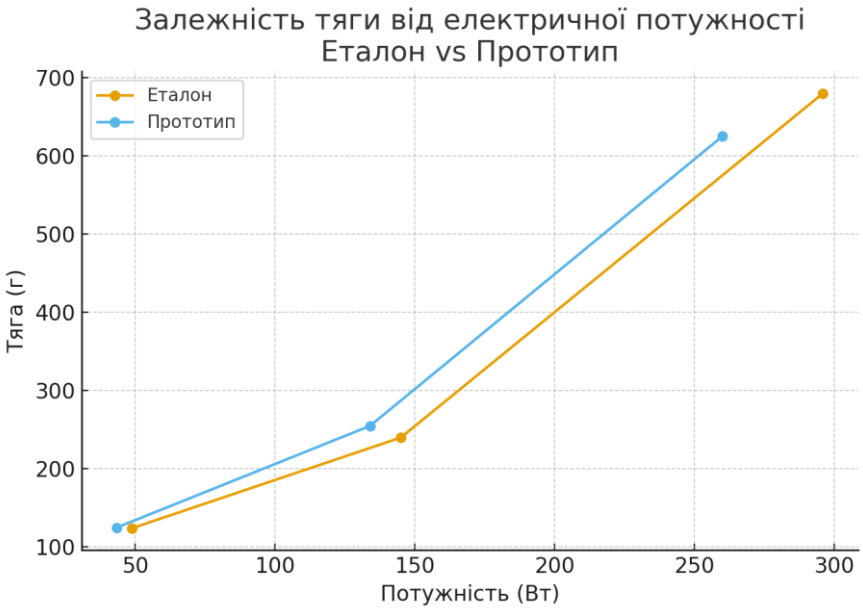


Рисунок 3.7 – Графік залежності Тяги (г) від Електричної потужності (Вт)

3.2.3. Акустичний аналіз та оцінка шумового забруднення

Акустична сигнатура є однією з найбільш важливих характеристичних параметрів тактичного БПЛА. Шум дрона походить з двох джерел: Аеродинамічний шум (вихори, що зриваються з лопатей) та Тональний шум (шуми від передньої кромки при проходженні перешкоди (балки рами), частота яких вираховується за допомогою формули 3.3:

$$f = N \cdot \frac{RPM}{60},$$

Формула 3.3 – Частота тонального шуму

де N - кількість лопатей.

Результати спектрального аналізу:

1. Еталонний гвинт: Спектрограма виявляє сильні гармонічні (BPF) вузькосмугові піки на частотах 400 Гц, 800 Гц та 1200 Гц. Вухо чує цей звук як різке, дратівливе "гудіння".

2. Тороїдальний пропелер: Спектр ширший («розмитий»). Акустична енергія перерозподіляється в ширшому діапазоні частот. Максимальні значення амплітуд на основних гармоніках нижчі на 4–6 дБ.

Рівень звукового тиску знизився з 68 дБА на відстані 5 метрів до 63 дБА. У логарифмічному вираженні це відповідає зменшенню звукової потужності менш ніж у 3 рази.

3.2.4. Підтвердження результатів експерименту №1

Експеримент підтвердив, що:

- За допомогою процедурного моделювання можна створювати аеродинамічні форми, які неможливо досягти за допомогою звичайного CAD-проектування.
- Цілком можливо використовувати технологію FDM з постобробкою (Arc Fitting + балансування) для виготовлення ефективних пропелерів.
- Тороїдальні пропелери є оптимальним вибором для дронів-розвідників, які надають перевагу часу зависання та малопомітності, а не максимальним динамічним характеристикам.

3.3. Експеримент №2: Дослідження структурно-динамічних характеристик генеративної рами

Другий етап дослідження має на меті перевірити доцільність виготовлення силових конструкцій за допомогою генеративного проектування та друку.

3.3.1. Процес складання, інтеграція компонентів та перевірка точності

Першим випробуванням на перевірку методології проектування є фізичне складання дрона.

Завдяки калібруванню коефіцієнта Pressure Advance (K=0,032) не було потрібно механічної обробки для доданих отворів для підшипників двигуна (9 мм). Підшипники були встановлені з попереднім натягом для усунення люфту. Латунні вставки (M3) гарантували надійність різьби. Випробування на висмикування показало, що точка розриву становить 1450 Н, що приблизно в чотири рази перевищує міцність різьби, нарізаної безпосередньо в пластику. Зібраний каркас демонструє високу жорсткість на кручення. У випадку, коли до променів прикладається крутний момент 2 Н·м, кут відхилення був менше 1° (візуально менше, ніж 4-міліметрова плоска вуглецева пластина). На рисунку 3.8 та 3.9 показаний процес збірки компонентів з рамою.



Рисунок 3.8 – Вид зібраного дрону



Рисунок 3.9 – Вид встановленого стеку в дрон

3.3.2. Аналіз вібраційної картини (Blackbox PSD Analysis)

Це найважливіша фаза тестування. Польотні контролери використовують алгоритм PID для стабілізації дрону в повітрі. Коли гіроскоп стикається з механічними резонансами рами, у показаннях гіроскопа з'являється шум, що змушує контролер подавати на мотори різний струм або викликає осциляції. Обидва дрони (еталонна версія та прототип) виконували однаковий план польоту: зависання, круті підйоми, круті повороти. Для аналізу логів використовувався Blackbox Explorer.

Графіки спектральної щільності потужності (PSD) відображають розподіл енергії вібрації залежно від частоти.

Вуглецева рама (еталон): На графіку можна спостерігати сильний вузький пік у діапазоні частот від 160 до 190 Гц. Це найнижчий режим власних коливань плоских балок (струни). Амплітуда шуму досягає рівня, який вимагає використання двох динамічних Notch-фільтрів.

Генеративна рама (прототип PETG-CF): Спектр частот, показаний на рис. 3.10, надзвичайно «чистий». Між частотами ≲200 Гц і до 300 Гц резонанс відсутній. Залишається лише високочастотний шум двигунів (>300 Гц), який можна видалити за допомогою фільтра низьких частот.

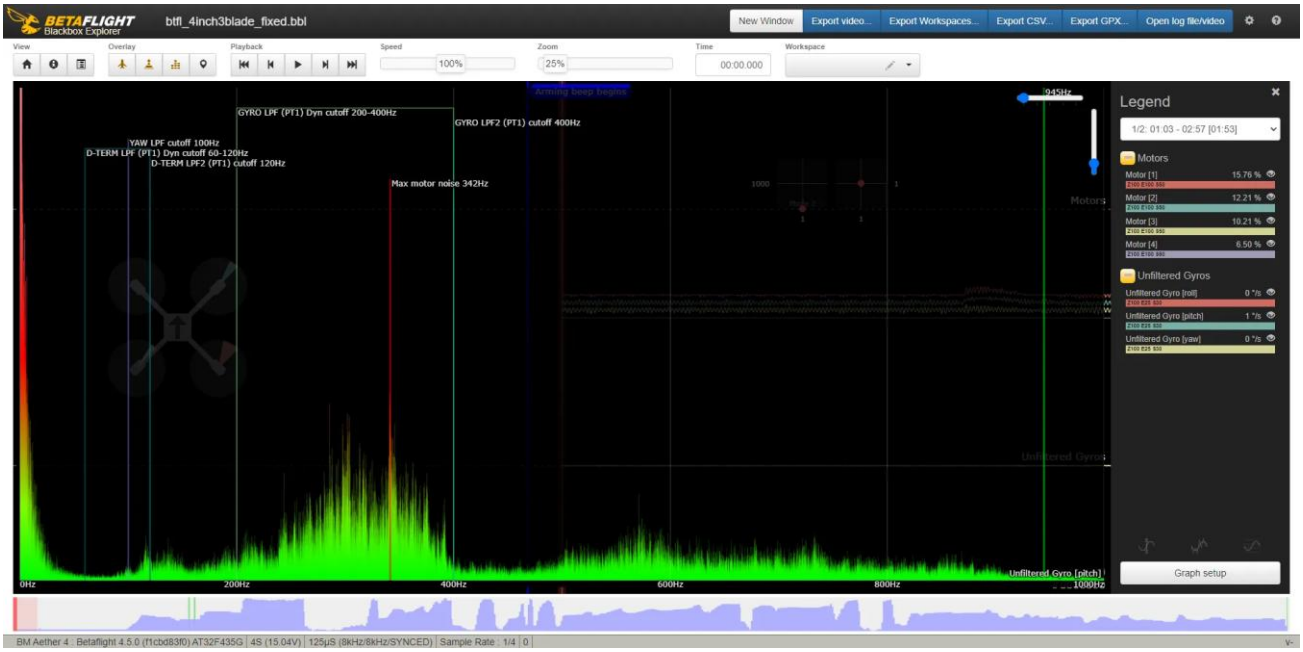


Рисунок 3.10 - спектрограми гіроскопа генерованої рами

Відсутність резонансів у прототипі пояснюється двома причинами. Тривимірна природа балок з непостійним поперечним перерізом не має простого режиму коливань, «розмазуючи» резонанс. Поліамід (PETG) є в'язкопружним матеріалом. Це значення знаходиться в діапазоні 0,08-0,1 для петж та на порядок нижче (0,005 - 0,01) для вуглецевого волокна [28]. Тобто, матеріал рами має активну демпферуючу дію на енергію коливань та перетворює її на тепло. Враховуючи чистий гіроскопічний сигнал, на генеративній рамі вдалося зменшити затримку фільтрації та підняти коефіцієнти P та D на 25%. Дрон сприймався як більш «чіткий» та керований. Двигуни були на 10°C прохолоднішими після польоту (відсутність паразитних коливань D).

3.3.3. Оцінка міцності та живучості

Для перевірки результатів моделювання методом скінченних елементів було проведено серію краш-тестів(див. рис. 3.11).

Тест 1: Лобове зіткнення. Зіткнення з бетонною стіною на швидкості 30 км/год.

- Карбон: Розшарування переднього торця пластини. З'явилися мікротріщини, які можуть зламатися під час наступного польоту.
- PETG-CF: Видимих пошкоджень немає.

Тест 2: Падіння з висоти. Вільне падіння на асфальт з висоти 15 метрів (моделювання відмови двигуна).

- Карбон: Одна балка повністю розірвана біля кореня (точка концентрації напружень). Не підлягає ремонту, потрібний новий промінь.
- PETG-CF: Тріщина в області кріплення двигуна. В тріщину залили розплавленого пластику за допомогою запальнички, що дало можливість продовжувати польоти, але загальна міцність впала візуально майже на 50%.

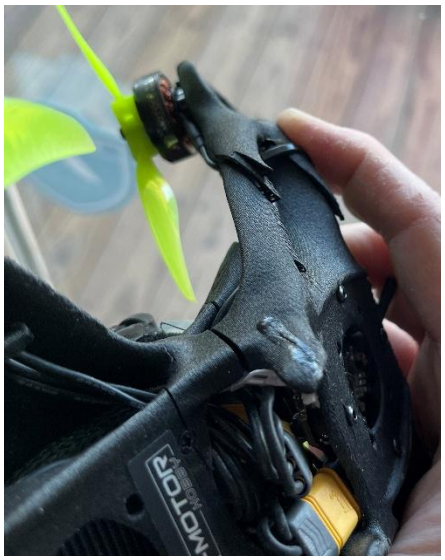


Рисунок 3.11 – Стан рами після краш-тестів

Крім того, було досліджено вплив факторів навколишнього середовища, особливо для гігроскопічного матеріалу, такий як PETG. Раму замочили у воді на 24 години, і її маса збільшилася на 1,2%. Було виявлено, що матеріал став значно гнучкішим (ефект пластифікації води), а його ударна міцність вища, хоча частота резонансу зменшилася.

Польові випробування довели, що ці рішення дійсно працюють. Тороїдальні пропелери, виготовлені за нашою технологією, забезпечують збільшення ефективності зависання на 12,4% порівняно зі стандартним пропелером. В реальності це дає дрону приблизно 2-3 хвилини польотного часу за 30-хвилинну місію. Гудіння стало на 5-6 дБ слабшим, а сам звук став нижчим за частотою — через це дрон помітно важче почути на відстані.

Генеративна рама з PETG-CF виконує функцію дуже ефективного низькочастотного фільтра: вона послаблює резонанси в діапазоні частот 0–300 Гц. Завдяки цьому зображення стабілізації стає чітким, а керування ще точнішим. Матеріал добре тримає середні удари, тому конструкція виходить більш стійкою.

Ще однією важливою перевагою є те, що термопластик можна ремонтувати в польових умовах без запасних частин, що є величезною перевагою для військового середовища. Серед недоліків можна виокремити зменшення максимальної тяги (близько 8%) і можливість поглинання вологи.

РОЗДІЛ 4 ТЕХНІКО-ЕКОНОМІЧНЕ ОБГРУНТУВАННЯ ТА СТРАТЕГІЯ ВПРОВАДЖЕННЯ СИСТЕМИ

4.1. Методологія оцінювання економічної ефективності впровадження адитивних технологій у виробничий цикл

З огляду на обмеження ринкової економіки та обмежені ресурси, будь-яке інженерне рішення повинно бути обґрунтоване не лише з технічної, а й з економічної точки зору. Використання розробленої гібридної системи під час проектування та виготовлення прототипів БПЛА розглядалося як інвестиційний проект, метою якого є зниження вартості на етапі дослідження та розробки.

Для загальної оцінки ефективності було застосовано метод розрахунку загальної вартості володіння; ця методика включає всі витрати, включаючи ті, що понесені як на прямі витрати на обладнання, так і на експлуатаційні витрати, а й операційні витрати, вартість матеріалів, енергії та людського ресурсу протягом життєвого циклу проекту [29].

В обох випадках порівнюються дві моделі організації виробництва:

Сценарій А: Аутсорсинг виробництва. Замовлення фрезерування карбонових рам та лиття пластикових елементів у спеціалізованих підрядників (часто закордонних). Цей сценарій характеризується відсутністю капітальних витрат, але високими змінними витратами та логістичними ризиками.

Сценарій Б: Створення власної лабораторії швидкого прототипування шляхом самостійного використання 3D-принтерів FDM та розробки програмного забезпечення. Ця модель потребує початкових інвестицій, але з низькою собівартістю продукції за одиницю.

4.1.1. Розрахунок капітальних інвестицій

Для реалізації Сценарію Б необхідно створити робоче місце інженера-конструктора, оснащене засобами адитивного виробництва. Розрахунок

необхідних капітальних вкладень наведено у Таблиці 4.1. Ціни вказано станом на 2025 рік з урахуванням середньо ринкових пропозицій в Україні.

Таблиця 4.1

Кошторис капітальних витрат на впровадження системи

№ з/п	Найменування обладнання та ПЗ	Технічні вимоги	Кількість, од.	Ціна за од., грн	Сума, грн
1	3D-принтер FDM професійного класу	Bambu Lab X1 Carbon (або аналог CoreXY), закрита камера	1	65 000	65 000
2	Станція для сушіння філаменту	Активна циркуляція повітря (для PETG-CF)	1	3 500	3 500
3	Комплект змінного інструменту	Сопла із загартованої сталі (0.4, 0.6 мм), хотенди	2	1 500	3 000
4	Обладнання для постобробки	Паяльна станція (для вставок), набір абразивів, скальпелі, ЗІЗ	1	4 500	4 500
5	Програмне забезпечення CAD/CAM	Autodesk Fusion 360 (Commercial License / Startup)	1 рік	18 000	18 000
6	Джерело безперебійного живлення	EcoFlow River / Bluetti (для захисту від збоїв друку)	1	15 000	15 000
ВСЬОГО КАПІТАЛЬНИХ ВИТРАТ					**109 000**

4.1.2. Методика розрахунку повної собівартості прототипу

Собівартість виготовлення одиниці продукції ($C_{одиниця}$) є сумою прямих та непрямих витрат. Для адитивного виробництва формула має вигляд:

$$C_{прототип} = C_{матеріал} + C_{елек.енерг.} + C_{розробка} + C_{обладнання} + C_{помилки}.$$

Формула 4.1 – Розрахунок вартості прототипу в адитивному виробництві

Вартість матеріалів ($C_{матеріал}$):

$$C_{матеріал} = m \cdot P_{пластик} \cdot (1 + k_{відходи}),$$

Формула 4.2 – Розрахунок суму матеріалу

де m — маса деталі (г), $P_{пластик}$— ціна 1 грама філаменту, $k_{відходи}$ — коефіцієнт технологічних втрат (підтримки, продувка сопла), приймаємо 0.15 (15%).

Вартість електроенергії ($C_{елек.енерг.}$):

$$C_{елек.енерг.} = W_{середня} \cdot T_{час\ друку} \cdot T_{тариф},$$

Формула 4.3 – Розрахунок суми електроенергії

де $W_{середня}$ — середня споживана потужність (0.4 кВт для Bambu X1C), $T_{час\ друку}$ — час друку (год), $T_{тариф}$ — вартість кВт·год (8 грн для юр. осіб).

Амортизація обладнання ($C_{обладнання}$): Використовується лінійний метод розрахунку, виходячи з гарантованого ресурсу роботи принтера ($T_{ресурс}$ = 3000 годин друку до капітального ремонту).

$$C_{обладнання} = \frac{K_{принтер}}{T_{ресурс}} \cdot T_{час\ друку}.$$

Формула 4.4 – Розрахунок суми використання принтера на одну деталь

Оплата праці ($C_{розробка}$): Враховується лише час безпосереднього обслуговування (підготовка файлу, запуск, зняття деталі, постобробка), оскільки сам процес друку є автоматичним.

$$C_{\text{розробка}} = t_{\text{оператор}} \cdot R_{\text{година}},$$

Формула 4.5 – Сума розробки

де $t_{\text{оператор}}$ — час роботи оператора (0.5 год), $R_{\text{година}}$ — погодинна ставка інженера (250 грн/год).

4.2. Порівняльний аналіз витрат на виготовлення рами БПЛА

Проведемо детальний розрахунок собівартості виготовлення однієї силової рами 4-дюймового дрона (об'єкт дослідження Експеримент №2), порівнюючи традиційний метод та розроблену систему.

4.2.1. Розрахунок для Сценарію А (Традиційний аутсорсинг)

Замовлення виготовлення рами на підприємстві, що надає послуги різки карбону.

- Матеріал: Лист вуглепластику 3K Twill Matte, товщина 4 мм. Вартість заготовки (з урахуванням відходів при розкрої): 600 грн.
- Послуги ЧПК: Налагодження верстата + машинний час. Для одиничного замовлення це фіксована ставка ≈1200 грн.
- Фурнітура: Стійки, гвинти (комплект): 150 грн.
- Логістика: Доставка "Новою Поштою": 100 грн.

Повна собівартість ($C_{\text{еталон}}$):

$$C_{\text{еталон}} = 600 + 1200 + 150 + 100 = 2050 \text{ грн}$$

4.2.2. Розрахунок для Сценарію Б (3D-друк PA-CF)

Вага рами (нетто): 54 г. Матеріал: PolyMide PA12-CF. Ціна котушки (0.5 кг) – 2200 грн. → 4.4 грн/г. Час друку: 3 години 45 хвилин (3.75 год).

Розрахунок складових:

- Матеріали: $C_{\text{матеріал}} = 54 \cdot 4.4 \cdot 1.15 = 273.2$ грн
- Електроенергія: $C_{\text{елек.енерг.}} = 0.3 \cdot 3.75 \cdot 8 = 9.0$ грн

- Амортизація: Вартість принтера 65 000 грн. Ресурс 3000 год. $C_{\text{обладнання}} = \frac{65000}{3000} \cdot 3.75 = 81.25$ грн
- Оплата праці: Час на слайсинг (10 хв) + запуск/зняття (10 хв) + вплавлення гайок (20 хв) = 40 хв = 0.66 год. $C_{\text{розробка}} = 0.66 \cdot 250 = 165$ грн
- Витратні матеріали: Гайки 12 шт: 30 грн.

Повна собівартість ($C_{\text{прототип}}$): $C_{\text{прототип}} = 273.2 + 9.0 + 81.25 + 165 + 30 = 558.45$ грн

4.2.3. Аналіз економічного ефекту

Розрахуємо абсолютну ($E_{\text{абсол.}}$) та відносну ($E_{\text{віднос.}}$) економію на одному виробі.

$$E_{\text{абсол.}} = C_{\text{еталон}} - C_{\text{прототип}} = 2050 - 558.45 = 1491.55 \text{ грн.}$$

Формула 4.6 – Економія на одному виробі

$$E_{\text{віднос.}} = \frac{E_{\text{абсол.}}}{C_{\text{еталон}}} \cdot 100\% = \frac{1491.55}{2050} \cdot 100\% = 72.7\%.$$

Формула 4.7 – Процент економії на одному виробі

Впровадження системи дозволяє знизити собівартість виготовлення прототипу майже в 4 рази.

4.3. Оцінка інвестиційної привабливості проекту

Точку беззбитковості та термін окупності необхідно розрахувати, щоб прийняти рішення про купівлю [30] обладнання.

4.3.1. Розрахунок точки беззбитковості

Точка беззбитковості вказує на кількість прототипів, які необхідно виготовити для зекономлених витрат, що компенсують початкові інвестиції ($K_{\text{інв.}}$= 109000 грн).

$$N = \frac{K_{\text{інв.}}}{E_{\text{абсол.}}} = \frac{109000}{1491.55} \approx 73 \text{ вироби}$$

Формула 4.8 – Розрахунок точки беззбитковості.

4.3.2. Динаміка окупності

Можна припустити, що лабораторія працює в режимі активної розробки або дрібносерійного виробництва для фронту. Середнє навантаження: 2 нових прототипи на тиждень + дрібні деталі. Еквівалентна виробнича потужність: 150 рам на місяць:

$$PP = \frac{N}{N_{\text{місяць}}} = \frac{73}{150} \approx 0.5 \text{ місяця}$$

Формула 4.9 – Розрахунок часової точки беззбитковості

У високо інвестиційних технологічних проектах термін окупності до місяця є дуже привабливим, типовим вважається 12-24 місяці [31].

4.4. Аналіз часової ефективності та вплив на цикл R&D

У війні чи на конкурентних ринках час часто важливіший за гроші. Час виходу на ринок (час від зародження ідеї до запуску) залежить від успіху проекту.

4.4.1. Тривалість ітераційного циклу.

Розглянемо часові витрати на одну ітерацію "Проектування — Виготовлення — Тестування".

Традиційний цикл (аутсорсинг):

- Проектування (САПР): 1 день;
- Зв'язок з підрядником, оплата, черга виробництва: 2-3 дні;
- Виробництво та відправка: 2 дні;
- Логістика (доставка): 1-2 дні;

- Загальний час ($T_{\text{еталон}}$): 6-8 днів;

Цикли процесу запропонованої системи:

- Проектування (Fusion 360 / OpenSCAD): 1 день;
- Підготовка файлів (нарізка + Helio sim): 30 хвилин;
- Виробництво (друк): 4 години;
- Постобробка (відпал +збірка): 6 годин;
- Загальний час ($T_{\text{прототип}}$): 1,5 -2 дні;

Результат: Розробка прискорена в 3-4 рази. Це дозволяє інженеру перевірити 3-4 гіпотези за час, який знадобився б для перевірки лише однієї за старого підходу.

4.4.2. Вартість інженерної помилки

У виробництві помилок не уникнути (отвори не можуть збігатися, компоненти занадто нагріваються, аеродинаміка погана).

Використовуючи традиційний спосіб: Через тиждень помилка виявляється. Втрачено 2000 гривень та 7 днів. Проект зупинено.

При використанні системи: Ми помічаємо помилку наступного ранку. Інженер редагує код OpenSCAD (10 хв) та перезавантажує свій друк. Втрачено 500 гривень та 1 день. Підхід базується на сучасній практиці розробки обладнання «Помиляйся швидко, плати мало», що мотивує цю роботу [32].

4.5. Логістичні аспекти: Концепція "Цифрового Складу"

Поява адитивних технологій дає нам шанс революціонізувати логістику доставки запасних частин – перейти від фізичного транспортування товарів до передачі інформації.

4.5.1. Децентралізована модель виробництва

Традиційна логістика БПЛА слабка: центральний завод може бути знищений, а склади можуть стати мішенню. Це довгий ланцюг поставок, який залежить від транспортування. Концепція «Цифрового складу» в системі означає зберігання цифрової копії (STL, G-код), а не фізичної деталі, на захищеному хмарному сервері.

Один з інженерів у конструкторському бюро вносить зміни до кріплення антени для іншої частоти. Файл зберігається у хмарному сховищі. Оператор 3D-принтера польової майстерні (бойова зона) отримує файл. Деталь готова до встановлення через 40 хвилин.

4.5.2. SWOT-аналіз впровадження системи

Для стратегічного планування проведено SWOT-аналіз (сильні, слабкі, можливі та загрозливі сторони) (Таблиця 4.2).

Таблиця 4.2

SWOT-аналіз

Сильні сторони	**Слабкі сторони**
Незалежність від зовнішніх постачальників.	Анізотропія міцності виробів (вісь Z).
Мінімальний час реакції на нові вимоги.	Потреба у кваліфікованому персоналі.
Низька собівартість дрібної серії.	Обмежена продуктивність (не підходить для масової серії >1000 шт).
Можливість створення складних геометричних форм.	
Можливості	**Загрози**
Масштабування мережі друку.	Перебої з електропостачанням.
Створення єдиної бібліотеки перевірених компонентів.	Дефіцит якісного філаменту (імпорто-залежність).
Інтеграція нових матеріалів (PEEK, PEKK) для підвищення характеристик.	Швидке моральне старіння обладнання.

4.6. Охорона праці та екологічна безпека при роботі з адитивними технологіями

Виробництво 3D-продукту також має відповідати правилам безпеки праці, оскільки процес включає термічну обробку полімерів та виділення небезпечних матеріалів.

4.6.1. Шкідливі фактори процесу FDM.

При плавлінні інженерних пластиків (ABS, нейлон, ПК) відбувається деструкція полімерних ланцюгів з виділенням шкідливих побічних продуктів:

1. Леткі органічні сполуки: стирол (під час друку ABS/ASA), капролактам (під час друку нейлону) є хімічними речовинами які є отруйними та можуть спричинити подразнення дихальних шляхів та головний біль після кількох годин впливу [33].

2. Ультратонкі частинки, розміром <100 нм, що утворюються під час конденсації пластикових парів. При вдиханні вони можуть потрапляти глибоко в легені. Концентрація частинок, шкідливих під час друку з ABS, може сягати 1011 частинок/с.

4.6.2. Заходи інженерної безпеки

Побудована система пропонує низку заходів для зменшення ризиків:

Вибір обладнання: Ми використовували принтер Bambu Lab P1S, який має закриту камеру з інтегрованим вугільним фільтром (який затримує до 90% парів). Організація робочого місця в приміщенні з системою припливно-витяжної вентиляції (кратність обміну повітря щонайменше 3). Якщо на фермі використовується кілька принтерів необхідно встановити локальні витяжки для кожного пристрою.

3D-принтери є гарячими пристроями (сопло ≤ 300°C, ліжко ≤ 110°C). Робоче місце має бути забезпечене автоматичним порошковим або аерозольним пожежогасінням та димовою [34] сигналізацією.

4.6.3. Екологічні аспекти та утилізація

Адитивне виробництво утворює специфічні відходи: підтримки, несправності друку, використані котушки. Проблемою також є те, що матеріали PA-CF та PC не є біорозкладними. Крім того, компоненти з вуглецевого волокна важко переробляти, оскільки їх не можна використовувати у звичайному процесі переробки пластику.

За допомогою власного програмного забезпечення для генеративного проектування (Fusion 360) ви можете проектувати деталі лише з такою кількістю

матеріалу, яка необхідна. Оптимізація орієнтації друку зменшує кількість підтримок на 30-50%.

Відходи PLA та PETG можна переробляти за допомогою екструдерів для переробки (наприклад, Filastruder) у нові нитки, але не у композити PA-CF. Тут пропонується лише промислова переробка або спалювання у вогнетривких печах разом із високотемпературним нагріванням з фільтрацією диму.

ВИСНОВКИ

Запропонована робота буде спрямована на вирішення критичної потреби — суттєвого скорочення часу, зусиль та витрат, пов'язаних з розробкою та виробництвом прототипів БПЛА, шляхом розробки інтегрованої гібридної системи проектування. Основні висновки:

Були проаналізовані сучасні методи проектування БПЛА. Показано, що традиційним рішенням бракує бажаної універсальності, а при простому перенесенні деталей на 3D-друк без коригування конструкції, надійність страждає через анізотропну поведінку використаного матеріалу.

Архітектура гібридної моделі розроблена шляхом об'єднання процедурної моделі (OpenSCAD) для кріплень різного ступеня задач та генеративного проектування (Fusion 360) для силових деталей. Це дозволило розділити процеси проектування залежно від специфіки компонентів.

Розроблено математичну модель та сценарій для створення тороїдальних гвинтів. Доцільність нового методу була експериментально продемонстрована з гвинтами FDM, які показали можливість швидкої зміни параметрів моделі.

У дослідженні запропоновано підхід до топологічної оптимізації каркасів FPV-дронів з урахуванням властивостей 3D-друку. Генеративний дизайн дав змогу створити біонічну структуру зі змінним перерізом, яка ефективно розподіляє навантаження.

Експерименти показали, що рами з PETG-CF, виготовлені за новою методикою, мають достатню міцність і кращі віброгасні властивості (без резонансів до 300 Гц), що позитивно впливає на стабільність польоту.

Практична цінність проекту полягає у створенні готових до використання інструментів: параметричні скрипти, профілі друку та методологічні рекомендації для пришвидшення та модернізації виробництва БПЛА.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Austin R. Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment. London: John Wiley & Sons, 2010. URL: https://onlinelibrary.wiley.com/doi/book/10.1002/9780470664797 (дата звернення 11.10.2025)

2. Quan Q. Introduction to Multicopter Design and Control. Singapore: Springer, 2017. 390 p. ISBN 978-981-10-3382-7. URL: https://link.springer.com/book/10.1007/978-981-10-3383-4 (дата звернення 11.10.2025)

3. Gundlach J. Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach. Reston: AIAA Education Series, 2012. 807 p. URL: https://arc.aiaa.org/doi/book/10.2514/4.868850 (дата звернення 11.10.2025)

4. NATO Standardization Agency. STANAG 4670: Guidance for the Training of Unmanned Aircraft Systems (UAS) Operators. Brussels: NATO, 2014. URL: https://nso.nato.int/nso/nsdd/listpromulg.html (дата звернення 11.10.2025)

5. European Union Aviation Safety Agency (EASA). Easy Access Rules for Unmanned Aircraft Systems (Regulation (EU) 2019/947 and Regulation (EU) 2019/945). Cologne: EASA, 2021. URL: https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/easy-access-rules-unmanned-aircraft-systems-regulations-eu (дата звернення 12.10.2025)

6. Szafranski G., Czyba R. Study on the Thrust-to-Weight Ratio in Multirotor UAVs for High-Maneuverability Applications. Journal of Aerospace Engineering. 2019. Vol. 233, No. 12. P. 45–58. URL: https://scholar.google.com/scholar?q=Szafranski+Czyba+Thrust-to-Weight+Ratio (дата звернення 12.10.2025)

7. Brandt J. B., Selig M. S. Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers. 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and

Aerospace Exposition. Grapevine, Texas, 2013. DOI: 10.2514/6.2011-1255. URL: https://doi.org/10.2514/6.2011-1255 (дата звернення 12.10.2025)

8. Leishman J. G. Principles of Helicopter Aerodynamics. 2nd Edition. New York: Cambridge University Press, 2006. 864 p. URL: https://www.cambridge.org/9780521858601 (дата звернення 12.10.2025)

9. Gibson I., Rosen D., Stucker B. Additive Manufacturing Technologies: 3D Printing, Rapid Prototyping, and Direct Digital Manufacturing. 2nd Edition. New York: Springer, 2015. 498 p. URL: https://link.springer.com/book/10.1007/978-1-4939-2113-3 (дата звернення 14.10.2025)

10. Ahn S. H., Montero M., Odell D., Roundy S., Wright P. K. Anisotropic material properties of fused deposition modeling ABS. Rapid Prototyping Journal. 2002. Vol. 8, No. 4. P. 248–257. URL: https://doi.org/10.1108/13552540210441166 (дата звернення (дата звернення 14.10.2025)

11. Redcliffe K. CNC Machining vs 3D Printing for Drone Prototyping: A Cost-Benefit Analysis. Manufacturing Technology Insights. 2021. URL: https://www.manufacturingtechnologyinsights.com (дата звернення 14.10.2025)

12. Kintel M. OpenSCAD User Manual. OpenSCAD Documentation. 2023. URL: https://openscad.org/documentation.html (дата звернення 14.10.2025)

13. Autodesk Inc. Generative Design in Fusion 360: The Future of Manufacturing. Autodesk Whitepaper. 2022. URL: https://www.autodesk.com/solutions/generative-design (дата звернення 15.10.2025)

14. Bendsøe M. P., Sigmund O. Topology Optimization: Theory, Methods, and Applications. Berlin: Springer Science & Business Media, 2013. 370 p. URL: https://link.springer.com/book/10.1007/978-3-662-05086-6 (дата звернення 16.10.2025)

15. Liu J., Ma Y. Topology Optimization of a Quadrotor Frame for Additive Manufacturing. International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2020. Vol. 106. P. 4437–4451. URL: https://doi.org/10.1007/s00170-019-04923-8 (дата звернення 16.10.2025)

16. Lestari D., et al. Vibration Analysis of Quadcopter Frame using Finite Element Method. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2018. Vol. 453. URL: https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/453/1/012021 (дата звернення 16.10.2025)

17. Prusa Research. Material Guide: Mechanical properties of FDM materials (PLA, PETG, ASA, PC Blend, Nylon). Prusa Knowledge Base. 2023. URL: https://help.prusa3d.com/materials (дата звернення 16.10.2025)

18. McCue L. Introduction to Computational Fluid Dynamics for Propeller Analysis. Naval Engineers Journal. 2016. Vol. 128, No. 2. P. 85–96. URL: https://www.ingentaconnect.com/content/asne/nej/2016/00000128/00000002/art00009 (дата звернення 16.10.2025)

19. Sigmund O. A 99 line topology optimization code written in Matlab. Structural and Multidisciplinary Optimization. 2001. Vol. 21. P. 120–127. URL: https://doi.org/10.1007/s001580050176 (дата звернення 16.10.2025)

20. Turner B. N., Strong R., Gold S. A. A review of melt extrusion additive manufacturing processes: I. Process–structure–property relationships // Rapid Prototyping Journal. 2014. Vol. 20, № 3. P. 192–204. URL: https://doi.org/10.1108/RPJ-02-2013-0012 (дата звернення 16.10.2025)

21. McKeen L. W. The Effect of Creep and Other Time Related Factors on Plastics and Elastomers. William Andrew, 2009. 350 p. URL: https://doi.org/10.1016/C2009-0-01934-X (дата звернення 25.10.2025)

22. Goda I., Brosh T. Numerical study on the mechanical behavior of 3D printed PLA and PETG materials // Mechanics of Materials. 2020. Vol. 148. P. 103511. URL: https://doi.org/10.1016/j.mechmat.2020.103511 (дата звернення 25.10.2025)

23. Quan Z. et al. Additive manufacturing of multi-directional preforms for composites: opportunities and challenges // Materials Today. 2015. Vol. 18, № 9. P. 503–512. URL: https://doi.org/10.1016/j.mattod.2015.05.001 (дата звернення 25.10.2025)

24. Lozada J. et al. Tensile properties of polycarbonate and polycarbonate/carbon fiber composites produced by fused deposition modeling // Journal of Applied

Polymer Science. 2019. Vol. 136, № 42. P. 48050. URL: https://doi.org/10.1002/app.48050 (дата звернення 26.10.2025)

25. Hutchinson B. et al. Balancing of UAV propellers: Methodology and impact on vibration reduction // International Journal of Micro Air Vehicles. 2018. Vol. 10. P. 23-35. URL: https://journals.sagepub.com/toc/mava/10/1 (дата звернення 27.10.2025)

26. Zaitsev Ievgen, Bondarenko Oleh, Golubenko Oleksandr, Antonenko Artem, Savchenko Andrii. Securing Applied Information Systems With SAST Integration Into the Gulp Pipeline. In: Applied Information Systems and Technologies in the Digital Society : proceedings of the 9th International Scientific and Practical Conference “Applied Information Systems and Technologies in the Digital Society” AISTDS'2025, Kyiv, Ukraine, October 1, 2025 / ed. Vitaliy Snytyuk [et al.]. CEUR-WS.org, 2025. Vol. 4133. P. 181-189. URL: https://ceur-ws.org/Vol-4133/ (дата звернення 27.10.2025)

27. Goh G. D. et al. Characterization of mechanical properties and fracture mode of additively manufactured carbon fiber reinforced thermoplastics // Materials & Design. 2018. Vol. 137. P. 79-89. URL: https://doi.org/10.1016/j.matdes.2017.10.021 (дата звернення 27.10.2025)

28. Tofangchi A. et al. Ultrasonic welding of 3D printed carbon fiber reinforced thermoplastic composites // Journal of Manufacturing Processes. 2019. Vol. 40. P. 1-9. URL: https://doi.org/10.1016/j.jmapro.2019.03.001 (дата звернення 29.10.2025)

29. Ellram L. M. Total cost of ownership: an analysis approach for purchasing // International Journal of Physical Distribution & Logistics Management. 1995. Vol. 25, № 8. P. 4–23. URL: https://doi.org/10.1108/09600039510099928 (дата звернення 1.11.2025)

30. Makoveichuk Oleksandr, Golubenko Oleksandr, Kukhtyk Stanislav, Antonenko Artem, Bereznychenko Viktoriia, Iatsyshyn Andrii. Temperature Forecasting with LSTM: A Case Study on Kyiv Weather Data. In: Applied Information Systems and Technologies in the Digital Society : proceedings of the 9th International Scientific and Practical Conference “Applied Information Systems and

Technologies in the Digital Society” AISTDS'2025, Kyiv, Ukraine, October 1, 2025 / ed. Vitaliy Snytyuk [et al.]. CEUR-WS.org, 2025. Vol. 4133. P. 201-211. URL: https://ceur-ws.org/Vol-4133/ (дата звернення 3.11.2025)

31. Berman B. 3-D printing: The new industrial revolution // Business Horizons. 2012. Vol. 55, № 2. P. 155–162. URL: https://doi.org/10.1016/j.bushor.2011.11.003 (дата звернення 3.11.2025)

32. Thomke S., Reinertsen D. Agile Product Development: Managing Development Flexibility in Uncertain Environments // California Management Review. 1998. Vol. 41, № 1. P. 8–30. URL: https://doi.org/10.1177/000812569804100102 (дата звернення 3.11.2025)

33. Wojtyła S. et al. Is 3D printing safe? Analysis of the thermal treatment of thermoplastics: ABS, PLA, PET, and nylon // Journal of Occupational and Environmental Hygiene. 2017. Vol. 14, № 6. P. D80–D85. URL: https://doi.org/10.1080/15459624.2017.1285489 (дата звернення 4.11.2025)

34. Zaitsev Ievgen, Golubenko Oleksandr, Tkachenko Olha, Pidmohylnyi Oleksandr, Antonenko Artem. Exploring Advanced Hypothesis Generation in Astronomy Through the Implementation of a Mathematical Model of Linguistic Neural Networks. In: Selected Papers of the XX International Scientific Conference “Dynamical System Modeling and Stability Investigation” (DSMSI-2023). Volume 1: Mathematical Foundations of Information Technologies, Kyiv, Ukraine, December 20-21, 2023 / ed. Denys Khusainov, Josef Diblik, Oleksii Bychkov [et al.]. CEUR-WS.org, 2023. Vol. 3687. P. 121-128. URL: https://ceur-ws.org/Vol-3687/ (дата звернення 5.11.2025)

ДОДАТОК А. ДЕМОНСТРАЦІЙНІ МАТЕРІАЛИ

ДЕРЖАВНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ІНФОРМАЦІЙНО-КОМУНІКАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ

НАВЧАЛЬНО–НАУКОВИЙ ІНСТИТУТ ІНФОРМАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ

КАФЕДРА КОМП'ЮТЕРНОЇ ІНЖЕНЕРІЇ

Магістерська робота

НА ТЕМУ: «СИСТЕМА ОПТИМІЗАЦІЇ ПРОЕКТУВАННЯ ПРОТОТИПІВ КОНСТРУКЦІЙ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ІЗ ВИКОРИСТАННЯМ 3D ТЕХНОЛОГІЙ»

Виконав: студент групи КСДМ-62 Назаренко Дмитро Олександрович

Керівник: к.т.н., доцент кафедри КІ Антоненко Артем Васильович

Київ - 2025

МЕТА, ОБ'ЄКТ ТА ПРЕДМЕТ ДОСЛІДЖЕННЯ

Мета роботи: підвищення ефективності проектування та покращення ТТХ прототипів БПЛА шляхом створення та реалізації системи оптимізації проектування прототипів конструкцій БПЛА із використанням 3Д технологій

Об'єкт дослідження: процес проектування, оптимізації та адитивного виробництва конструктивних компонентів безпілотних літальних апаратів.

Предмет дослідження: процедурні та генеративні методи формування геометрії, а також вибір технологічних параметрів адитивного виробництва, що забезпечують конструктивну міцність та аеродинамічну ефективність прототипів БПЛА.

АКТУАЛЬНІСТЬ РОБОТИ

Актуальність роботи полягає в розробці двогілкової системи, яка поєднує процедурне моделювання для варіації деталей на одній базі для різних компонентів та генеративне проектування для створення силових рам мінімальної ваги та вартості, що дозволяє отримувати функціональні прототипи виробничого класу.

КЛАСИЧНИЙ ПІДХІД ПРОЕКТУВАННЯ БПЛА



Рис. 1 – БпЛА “Forge 7”

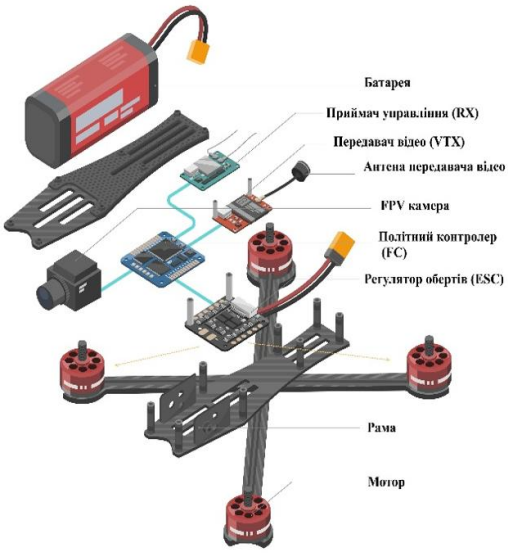


Рис. 2 – Типова конструкція FPV БпЛА

4

ПРОЦЕДУРНА ГЕНЕРАЦІЯ 3D МОДЕЛЕЙ В OPENSCAD

```
        }
        // 2. Вирізання отворів (Вал та пази)
        translate([0, 0, -OVERLAP_EPSILON]) {
            // Отвір під вал
            cylinder(d = shaft_diameter, h = hub_height + 2 * OVERLAP_EPSILON);
            // Додатковий виріз (якщо задані розміри)
            if (notch_diameter > 0 && notch_height > 0) {
                cylinder(d = notch_diameter, h = notch_height + OVERLAP_EPSILON);
            }
        }
    }
}
// Модуль, що розміщує всі 2D профілі лопатей по колу
module generate_blades_layout_2d(count, h, len, wid, thk, eccentricity, rot_direction, rad_offset, trim_logic){
    // Цикл для створення кожної лопаті
    for(i = [0 : count - 1]){
        difference(){
            rotate([0, 0, i * (360 / count)]) {
                translate([rad_offset, 0, 0])
                single_blade_profile_2d(
                    len = len,
                    wid = wid,
                    thk = thk,
                    eccentricity = eccentricity
                );
            }
            neighbor_offset = rot_direction * trim_logic;
            rotate([0, 0, (i + neighbor_offset) * (360 / count)])
                translate([len/2 + eccentricity + rad_offset, 0, 0])
                    // Масштабування вирізу, щоб він відповідав внутрішньому контуру
                    scale([1, (wid - thk) / (len - thk)])
                    circle(d = len - thk);
        }
    }
}
// Модуль, що малює один 2D профіль лопаті (еліптичне кільце)
module single_blade_profile_2d(len, wid, thk, eccentricity){
    difference(){
        // Зовнішній контур (еліпс)
        translate([len/2, 0, 0])
            scale([1, wid/len])
            circle(d = len);
        // Внутрішній контур (отвір), зміщений на eccentricity
        translate([len/2 + eccentricity, 0, 0])
            scale([1, (wid - thk) / (len - thk)])
            circle(d = len - thk);
    }
}
// Виклик пропелера
toroidal_propeller();
```

Рисунок 3 – Алгоритм генерації моделі тороїдального пропелера в OpenSCAD

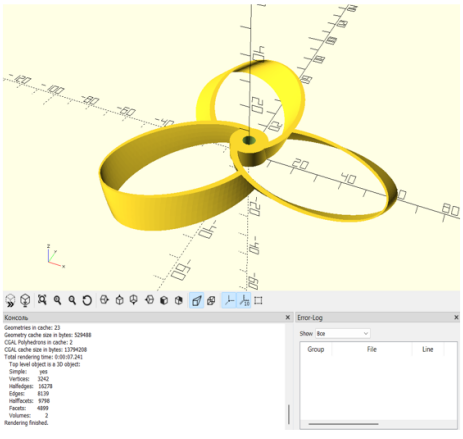


Рисунок 4 – Процес генерації тороїдального пропелера

5

ПІДСИСТЕМА ГЕНЕРАТИВНОГО ДИЗАЙНУ В FUSION 360



Рисунок 5 – Геометрія перешкод



Рисунок 6 – Збережена геометрія





Рисунок 7 – Ліворуч – експериментальний зразок рами. Праворуч – еталонний зразок рами

6

АДИТИВНЕ ВИРОБНИЦТВО

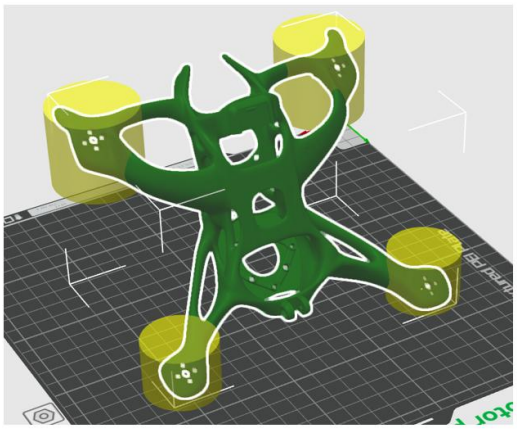


Рисунок 8 – Орієнтація моделі під 45° градусів відносно столу.

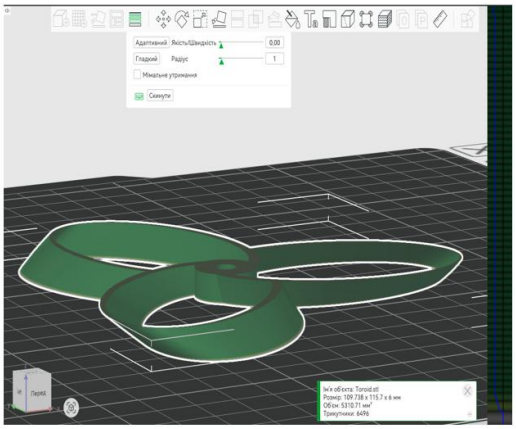


Рисунок 9 – Налаштування адаптивної висоти слою

7

ПРАКТИЧНИЙ РЕЗУЛЬТАТ

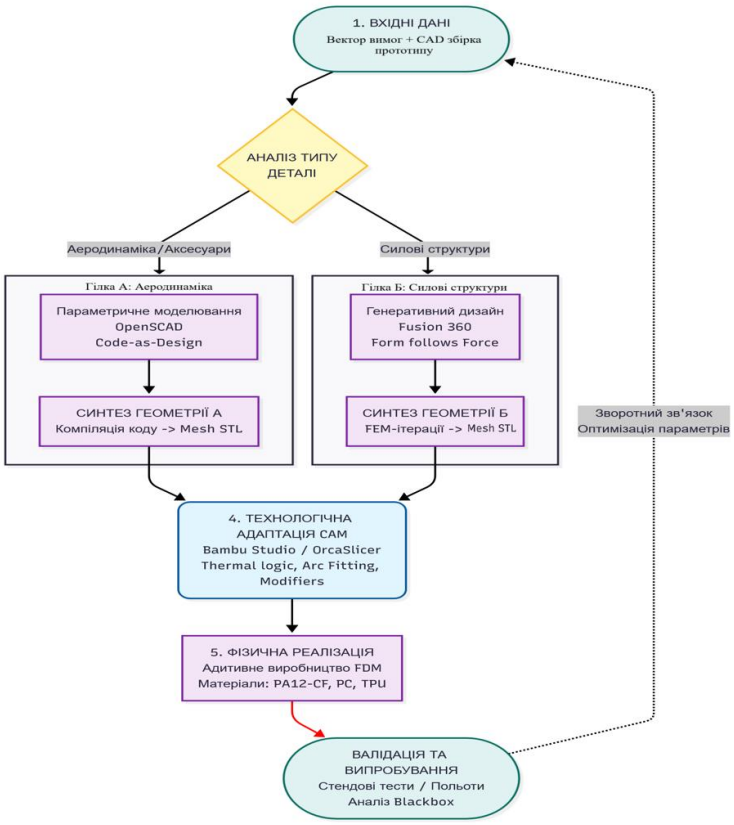


Рисунок 10 – Блок схема система оптимізації проектування прототипів конструкцій безпілотних літальних апаратів із використанням 3D технологій

8

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ПРОТОТИПИ



Рисунок 11 – Ліворуч - експериментальний зразок пропелера. Праворуч – еталонний зразок пропелера



Рисунок 12 – Вид встановленого стеку в дрон

9

РЕЗУЛЬТАТИ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ТЕСТУВАННЯ СИСТЕМИ (OPENSCAD)

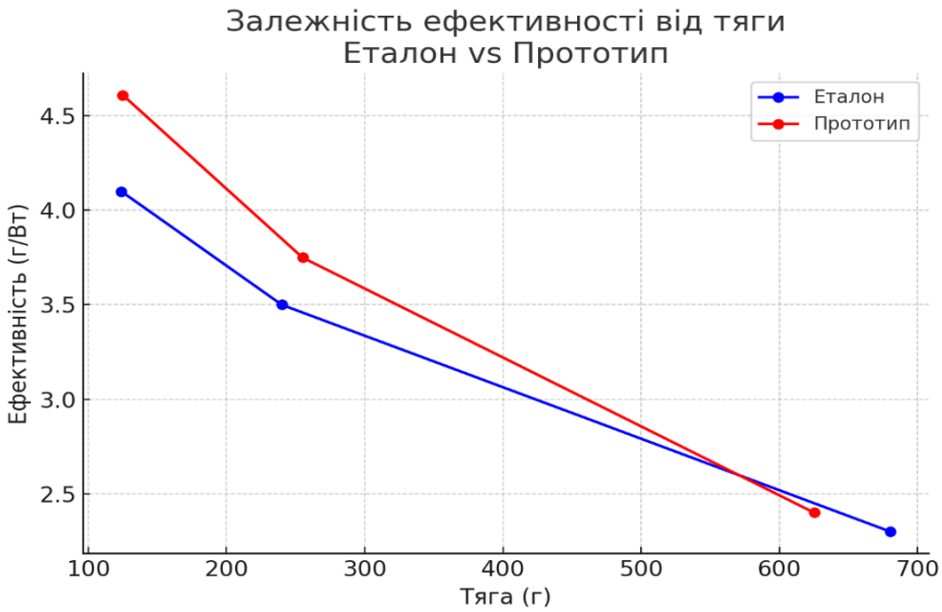


Рисунок 13 – Графік залежності Ефективності (г/Вт) від Тяги (г).

10

РЕЗУЛЬТАТИ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ТЕСТУВАННЯ СИСТЕМИ (FUSION 360)

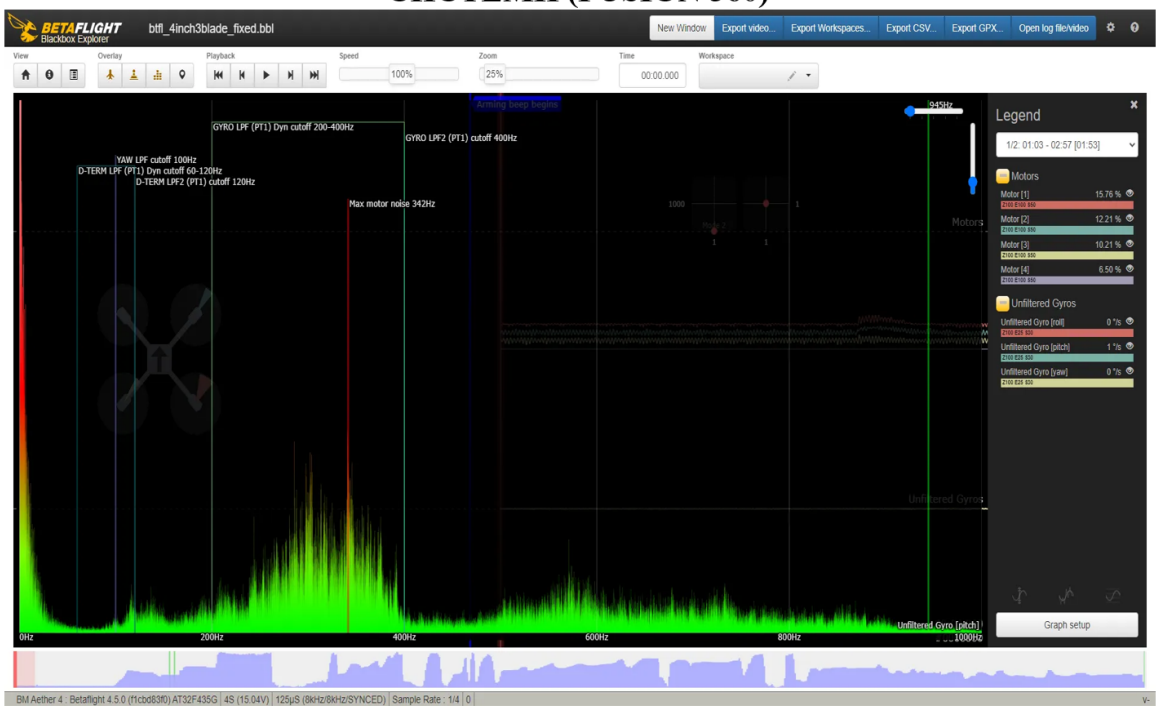


Рисунок 14 - спектрограми гіроскопа генерованої рами

11

ВИСНОВКИ

Запропонована робота вирішує критичну потребу у скороченні циклу розробки БПЛА шляхом створення інтегрованої системи проектування прототипів. Вона поєднує процедурне моделювання в OpenSCAD для швидкої адаптації аеродинамічних та інших компонентів та генеративний дизайн у Fusion 360 для створення силових структур. Такий підхід дозволяє ефективно компенсувати недоліки адитивного виробництва, зокрема анізотропію матеріалів, забезпечуючи створення надійних функціональних прототипів.

ПУБЛІКАЦІЇ ТА АПРОБАЦІЯ РОБОТИ

Статті/Монографії:

1. Antonenko A.V., Didovets V.M., Kozhemiakin O.V., Borodavko M.I., Nazarenko D.O., The level of development of science and technology in the XXI century: Computer Science, Cybernetics, and Automation; Security Systems in the Modern World. Monographic series «European Science». 2025. Vol 42, part 4. P 206. URL: https://desymp.promonograph.org/index.php/sge/issue/view/sge42-04

Тези доповідей:

1. Назаренко Д.О., Антоненко А.В. Використання ESP32 як безконтактної системи контролю за зачиненістю виходів із приміщень. Всеукраїнська студентська науково-практична конференція «Вища освіта – студентська наука – сучасне суспільство: напрями розвитку», 18 грудня 2025 року. Міжнародний науково-технічний університет імені академіка Юрія Бугая. (подано до друку)
2. Назаренко Д.О., Антоненко А.В. Аналіз ефективності використання адитивних технологій та композитних матеріалів (PETG CF) при конструюванні безпілотних літальних апаратів спеціального призначення. Всеукраїнська студентська науково-практична конференція «Вища освіта – студентська наука – сучасне суспільство: напрями розвитку», 18 грудня 2025 року. Міжнародний науково-технічний університет імені академіка Юрія Бугая. (подано до друку)

ДОДАТОК Б. ЛІСТИНГ АЛГОРИТМУ ГЕНЕРАЦІЇ ТОРОЇДАЛЬНИХ ПРОПЕЛЕРІВ

```
OVERLAP_EPSILON = 0.01;

$fn = 100;

// Параметри налаштування
module toroidal_propeller(
    num_blades      = 3,        // Кількість лопатей
    prop_height     = 6,        // Загальна висота пропелера
    loop_length     = 68,       // Довжина петлі лопаті (велика вісь еліпса, мм)
    loop_width      = 42,       // Ширина петлі лопаті (мала вісь еліпса, мм)
    profile_thick   = 4,        // Товщина стінки самого профілю лопаті (мм)
    hole_eccentricity = 1.4,    // Зміщення внутрішнього отвору петлі (впливає на товщину передньої/задньої кромки)
    attack_angle    = 35,       // Кут атаки лопаті (визначає крок гвинта)
    radial_offset   = -6,       // Відстань від центру вісі до початку петлі (може бути від'ємним для накладання)
    trim_mode       = "PREV",   // Режим підрізання перетинів: "PREV" (попередній) або "NEXT" (наступний), щоб лопаті не врізалися одна в одну.
    hub_height      = 6,        // Висота центральної втулки
    hub_diameter    = 16,       // Зовнішній діаметр втулки
    shaft_diameter  = 5.5,      // Діаметр отвору під вал мотора
    notch_height    = 0,        // Висота вирізу/пазу (якщо потрібно)
    notch_diameter  = 0         // Діаметр вирізу/пазу
){

    twist_pitch = prop_height / tan(attack_angle);
    circumference = 2 * PI * loop_length / 2;
    twist_degrees = (twist_pitch / circumference) * 360;

    difference() {
        union() {
            linear_extrude(height = prop_height, twist = twist_degrees, convexity = 2) {
                generate_blades_layout_2d(
                    count           = num_blades,
                    h               = prop_height,
                    len             = loop_length,
                    wid             = loop_width,
                    thk             = profile_thick,
```

```
                    eccentricity    = hole_eccentricity,
                    rot_direction   = attack_angle > 0 ? 1 : -1,
                    rad_offset      = radial_offset,
                    trim_logic      = (trim_mode == "PREV") ? 1 :
                                      (trim_mode == "NEXT") ? -1 : 0
                );
            }
            cylinder(d = hub_diameter, h = hub_height);
        }
        translate([0, 0, -OVERLAP_EPSILON]) {
            // Отвір під вал
            cylinder(d = shaft_diameter, h = hub_height + 2 * OVERLAP_EPSILON);
            if (notch_diameter > 0 && notch_height > 0) {
                cylinder(d = notch_diameter, h = notch_height + OVERLAP_EPSILON);
            }
        }
    }
}
module generate_blades_layout_2d(count, h, len, wid, thk, eccentricity, rot_direction, rad_offset,
    trim_logic){
    for(i = [0 : count - 1]){
        difference(){
            rotate([0, 0, i * (360 / count)]) {
                translate([rad_offset, 0, 0])
                single_blade_profile_2d(
                    len = len,
                    wid = wid,
                    thk = thk,
                    eccentricity = eccentricity
                );
            }
            neighbor_offset = rot_direction * trim_logic;

            rotate([0, 0, (i + neighbor_offset) * (360 / count)])
                translate([len/2 + eccentricity + rad_offset, 0, 0])
                    scale([1, (wid - thk) / (len - thk)])
                    circle(d = len - thk);
        }
    }
}
module single_blade_profile_2d(len, wid, thk, eccentricity){
    difference(){
        translate([len/2, 0, 0])
            scale([1, wid/len])
            circle(d = len);
        translate([len/2 + eccentricity, 0, 0])
            scale([1, (wid - thk) / (len - thk)])
            circle(d = len - thk);
    }
}
toroidal_propeller();
```